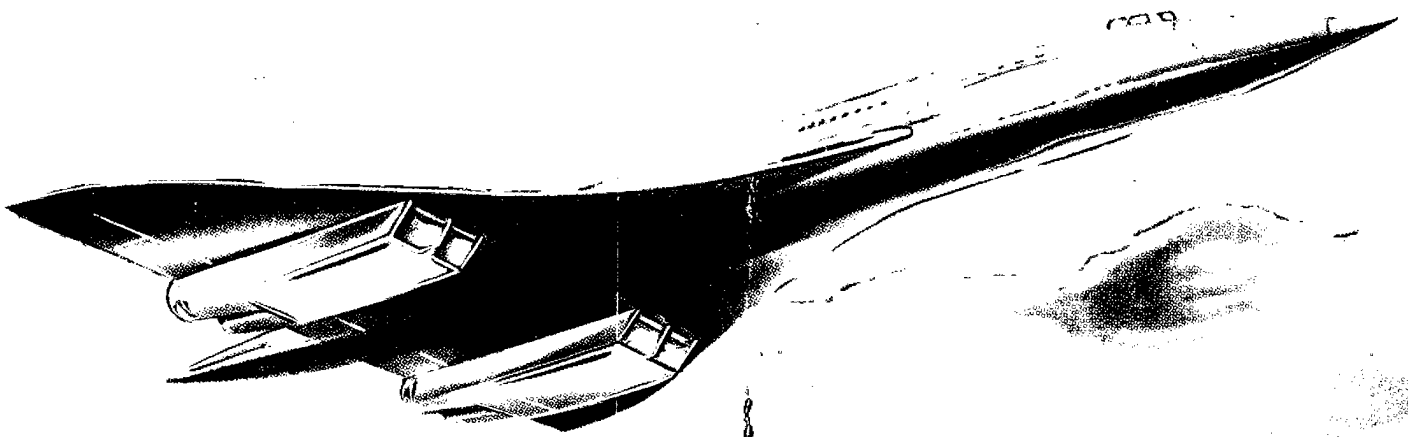


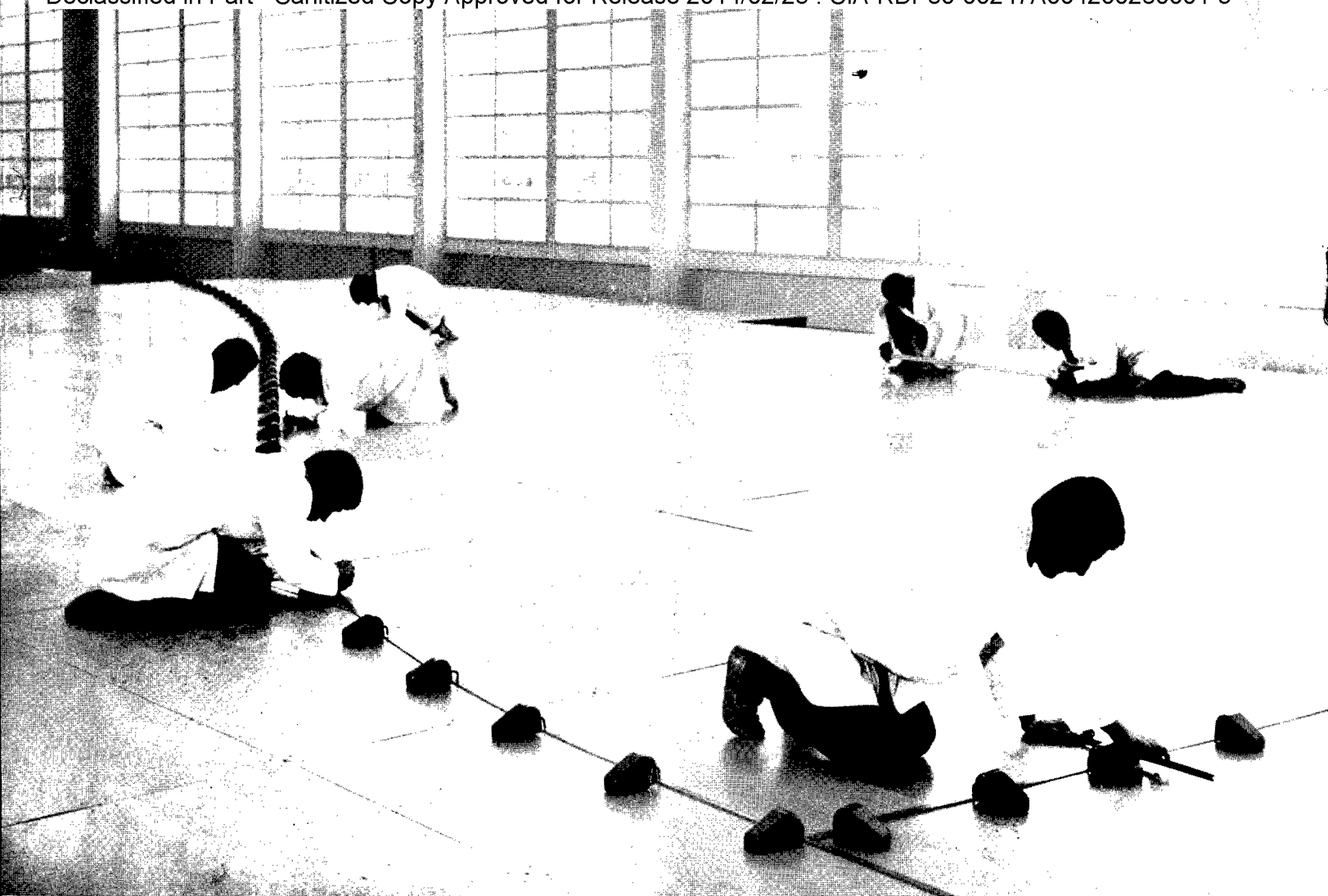
STAT

Page Denied

STAT



Concorde



Full-scale Layout. In preparation for prototype production of the Concorde a full-scale layout of the aircraft's wing is made in the lofting hall at Sud Aviation's Blagnac, Toulouse design centre

Tracé grandeur réelle. En vue de la construction du prototype Concorde, un tracé en vraie grandeur des ailes est effectué dans la salle de traçage à l'usine Sud-Aviation de Toulouse-Blagnac

Concorde

DEVELOPMENT PROGRESS ON THE ANGLO-FRENCH SUPERSONIC AIRLINER

British Aircraft Corporation and Sud Aviation announce important improvements in the Concorde airliner as the result of development over the first eighteen months of work on the project.

Basically these improvements are in payload and range and have been made possible by development of the Olympus engine, which will give greater thrust for takeoff and for cruise with the same maximum nacelle cross-section.

DEVELOPPEMENT DE L'AVION DE TRANSPORT SUPERSONIQUE FRANCO-BRITANNIQUE

Sud-Aviation et la British Aircraft Corporation ont récemment fait le bilan des progrès de l'avion de transport civil supersonique Concorde, à l'issue des 18 premiers mois d'études.

Ces progrès intéressent essentiellement la charge marchande et le rayon d'action, ils résultent de l'évolution favorable des réacteurs Olympus qui, sans augmentation de maître couple, développeront une poussée plus grande, au décollage et en croisière.

STAT

In order to make the most of this greater power, the airframe manufacturers have decided to increase the wing area by 15½ per cent. This will give Concorde better takeoff and landing characteristics and will also increase the fuel capacity.

The following is a summary of the main changes to Concorde:—

	Developed Concorde	Preliminary Design
Length overall	184' 2"	170'
Wingspan	83' 10"	77'
Maximum takeoff weight	326,000 lb.	286,000 lb.
Zero fuel weight	165,000 lb.	151,000 lb.
Maximum landing weight	200,000 lb.	175,000 lb.
Maximum payload	26,000 lb.	20,000 lb.

Both the wing span and chord have been increased by just over 7½ per cent and the fin area has also been increased by 7½ per cent.

The Improved Olympus

The power of the Bristol-Siddeley/SNECMA Olympus engine has been developed to about 32,000 lb. for the initial in-service engines, rising to about 35,000 lb. very soon after.

More Passengers

The Concorde will now be bigger, will be able to carry up to 118 passengers, and will have longer range with larger fuel reserves.

The increase in the Concorde wing area gives a greater wing fuel capacity which enables most of the tankage previously provided in the fuselage to be dispensed with.

En vue de tirer le meilleur parti de cet accroissement de puissance, il a été décidé d'augmenter de 15,5% la surface alaire. On obtient ainsi de meilleures performances au décollage et à l'atterrissage, et le volume des réservoirs se trouve également augmenté.

Voici en résumé les principaux changements apportés aux dimensions de l'appareil:

	Version actuelle	Version primitive
Longueur totale	56,13 m	51,81 m
Envergure	25,56 m	23,47 m
Masse maxi au décollage	148 t	130 t
Masse maxi sans carburant	74,8 t	68,5 t
Masse maxi à l'atterrissage	90,7 t	79,3 t
Charge marchande maxi	11,8 t	9,07 t

L'envergure et la profondeur de la voilure ont gagné un peu plus de 7,5% de même que la surface de l'empennage vertical.

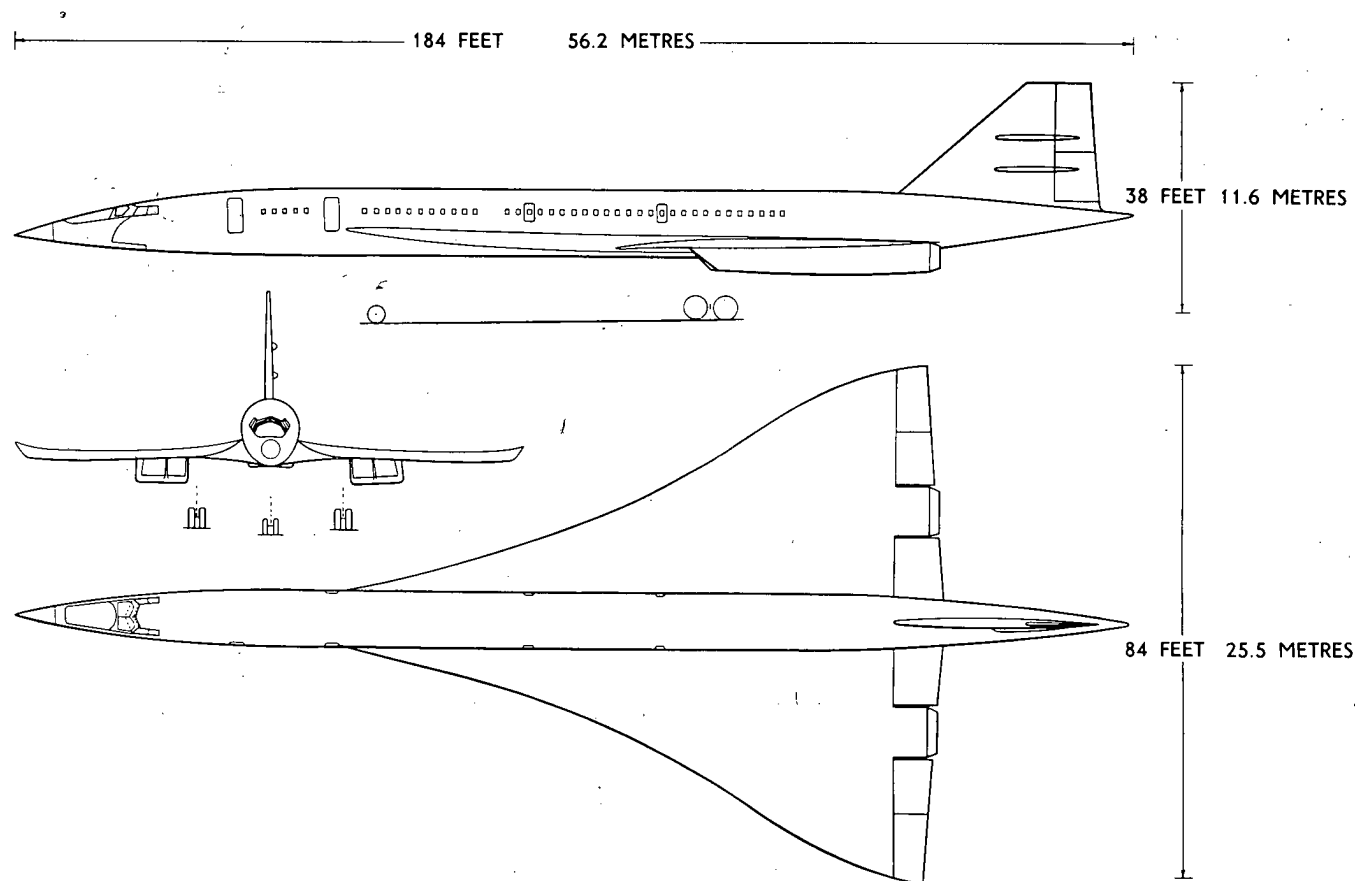
Progrès de l'Olympus

La poussée développée par le réacteur Bristol Siddeley/SNECMA Olympus a été portée aux environs de 14,5 t (32.000 lb.) pour les premiers moteurs de la série. Elle atteindra 16 t (35.000 lb.) très peu de temps après.

Passagers plus nombreux

Concorde ainsi agrandi pourra transporter 118 passagers sur des distances plus longues et avec des réserves plus importantes.

L'augmentation de la surface alaire et de la capacité des réservoirs de voilure a permis d'éliminer la majeure partie des réservoirs de fuselage.



STAT

The space so released is now available for freight and some of the space previously allocated for freight has been used to increase passenger accommodation.

Greater Reserves

The increased fuel capacity will mean that larger fuel reserves can be carried on transatlantic and similar routes.

These fuel reserves were already, even in the earlier version of Concorde, greater than those required by the FAA in its specified requirement for an American SST. The new reserves are of the same order as those of the present jets because improvements in air traffic procedures, allowing new terminal and climb/cruise techniques and other fuel-saving developments, might be expected but cannot be guaranteed to be in operation by 1971.

The improved Concorde now meets current airline requirements for fuel reserves and also offers ample range for London and Paris to New York services with a bigger payload. It has also been designed with potential for future development and with an insurance tolerance against any adverse factors such as an increase in drag or in specific fuel consumption which may be encountered.

This flexibility for the future is also reflected in the choice of the new weights.

Medium Haul

The details of weights and payloads etc. given apply to the Concorde in long-range use. The improvements can, however, be turned to considerable advantage on medium haul routes by an extension of the fuselage. This would enable the payloads to be significantly increased in almost direct proportion to the reduction in sector fuel requirements.

Sonic Boom

The now increased weights of Concorde will tend to increase the sonic boom intensity, but the lower wing loading will have a beneficial effect. There are two main constituents in boom—lift effect and volume effect. In the improved Concorde, the lift effect is alleviated by the lengthening of the wing, and this reduction offsets the increase caused by the larger volume. On the subject of sonic boom, and other environmental problems of supersonic airliner operation, there is close international co-operation and a full exchange of information. Nothing has come to light in the past 18 months to alter the convictions of those in control of the Concorde project that the difficulties will be overcome and that the Concorde will, in the early seventies, usher in a new era of air travel.

La place ainsi libérée est maintenant disponible pour le fret, ce qui dégage par ailleurs un espace utilisable pour agrandir la cabine des passagers.

Réserves plus importantes

L'accroissement de la capacité des réservoirs permet de calculer plus largement les réserves nécessaires pour les traversées transatlantiques ou les trajets similaires.

Dans sa première définition, Concorde pouvait déjà satisfaire, à cet égard, à des exigences plus sévères que celles qui ont été définies par la FAA dans ses recommandations relatives au TSS américain. La nouvelle définition permet, sur un trajet transatlantique, de prévoir des réserves qualitativement équivalentes à celles des quadriréacteurs actuels, et l'on a obéi, sur ce point, à l'idée que de telles possibilités restaient nécessaires parce que l'on ne pouvait être assuré que les perfectionnements de la procédure de circulation aérienne, sur lesquels on compte pour pouvoir appliquer les nouvelles techniques prévues dans les phases terminales du vol, les croisières montantes, ainsi que d'autres moyens de réduire les consommations, entreraient dans la pratique dès l'année 1971.

Bien adapté désormais aux règles en usage dans les Compagnies aériennes en ce qui concerne les réserves, Concorde offre, dans sa nouvelle version, une autonomie qui couvre largement les besoins des étapes de Londres ou de Paris à New York, malgré l'augmentation de sa charge marchande. De plus, sa conception même lui assure pour l'avenir un certain potentiel de développement ainsi que des marges de tolérance à l'égard des aléas défavorables qui pourraient éventuellement résulter d'accroissements imprévus de la traînée ou de la consommation spécifique.

Une même faculté d'adaptation se rencontre également dans l'attitude qui a été adoptée à l'égard de la définition des masses admissibles.

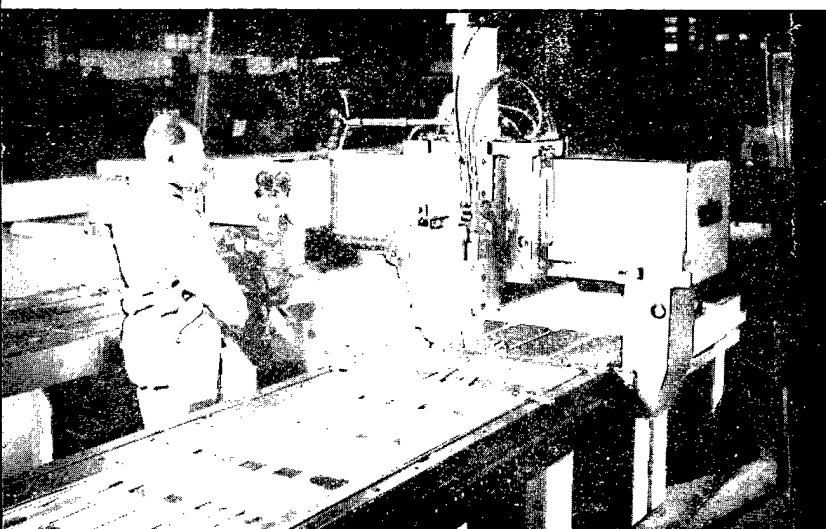
Moyen-courrier

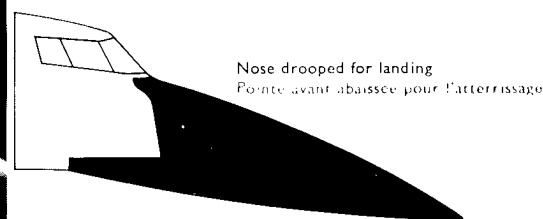
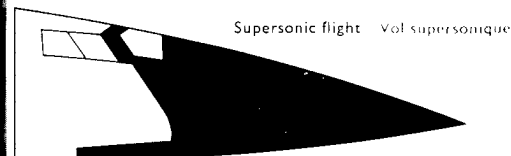
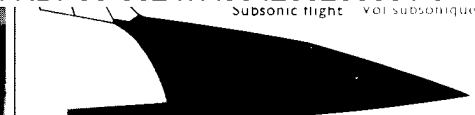
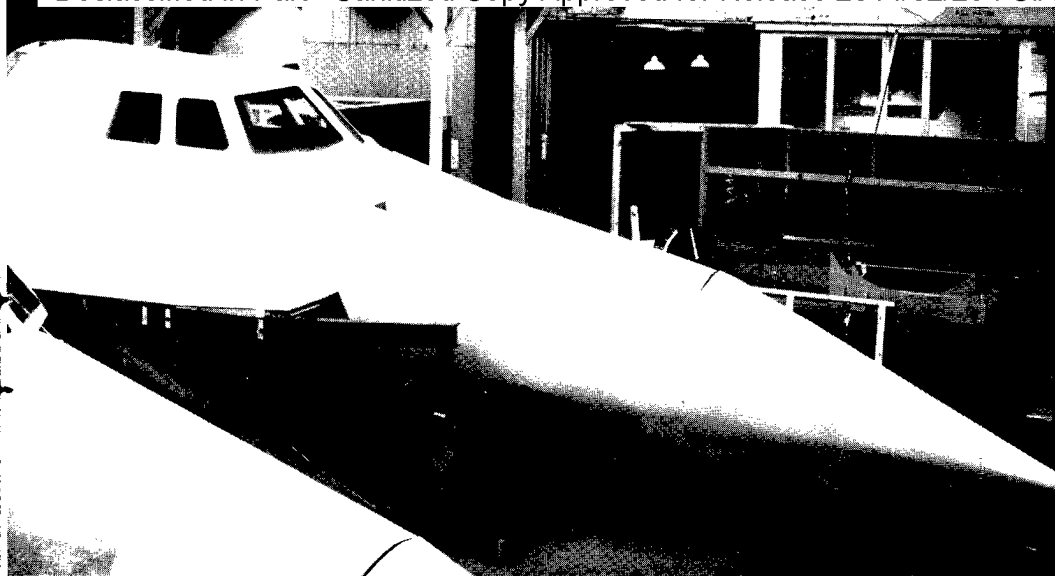
Les masses et charges payantes indiquées concernent l'utilisation de Concorde en long-courrier. Les améliorations indiquées se traduisent aussi par des avantages considérables dans une exploitation du type moyen-courrier, grâce à l'augmentation de la longueur du fuselage. De ce fait, les charges payantes pourront être notablement augmentées en raison de la réduction de la masse du carburant nécessaire sur ces longueurs d'étape.

Bang sonique

L'augmentation de la masse de Concorde tendrait à augmenter l'intensité du bang sonique, mais la réduction de la charge alaire exerce au contraire une influence favorable.

Le phénomène du bang sonique résulte en effet de deux facteurs : l'effet de portance et l'effet de volume.





1 Metal Cutting. Routing a Concorde lower wing skin panel at Sud Aviation's St. Eloi, Toulouse factory. Like other critical areas of the structure, this panel is sculpture-milled from the solid metal.

2 Flight Simulator. BAC's Concorde flight simulator at Filton is at present used mainly as a design tool for establishing the aircraft's handling and control characteristics in all phases of flight.

3 Cockpit Mock-up. The BAC cockpit mock-up at Filton can be used to demonstrate the functioning of the Concorde's retractable vizor—raised in supersonic flight to reduce drag—and the droop nose which is lowered at take-off and landing for maximum visibility.

4 Flight Deck. A prominent feature of the Concorde's flight deck instrument panel is the 'moving map' display.

5 Kinetic Heat Test. This high temperature test on a typical wing box section at BAC's Filton works is part of a broad programme of kinetic heat testing for the Concorde.

6 Wind-tunnel Programme. A Concorde model under test in a Sud Aviation low-speed wind-tunnel at Suresnes. More than fifty French and British wind-tunnels are engaged on Concorde aerodynamic research.

1 Usinage. Déroutage d'un panneau de revêtement inférieur de l'aile de Concorde à l'usine Sud-Aviation de Toulouse-St. Eloi. Comme les autres parties essentielles de la structure, ce panneau est fraisé dans la masse.

2 Simulateur de vol. Actuellement, le simulateur de vol Concorde de la BAC à Filton est principalement utilisé aux études, en vue de déterminer le comportement et la stabilité de l'appareil dans toutes les phases du vol.

3 Maquette vraie grandeur du poste de pilotage. La maquette vraie grandeur du poste de pilotage de la BAC, à Filton, peut être utilisée pour montrer le fonctionnement de la visière escamotable de Concorde —en position haute pour le vol supersonique afin de réduire la traînée— et de la pointe avant inclinable qui est abaissée à l'atterrissage pour offrir un maximum de visibilité.

4 Poste de pilotage. Un des éléments les plus remarquables du tableau de bord de Concorde est le suiveur de route sur projection de la carte.

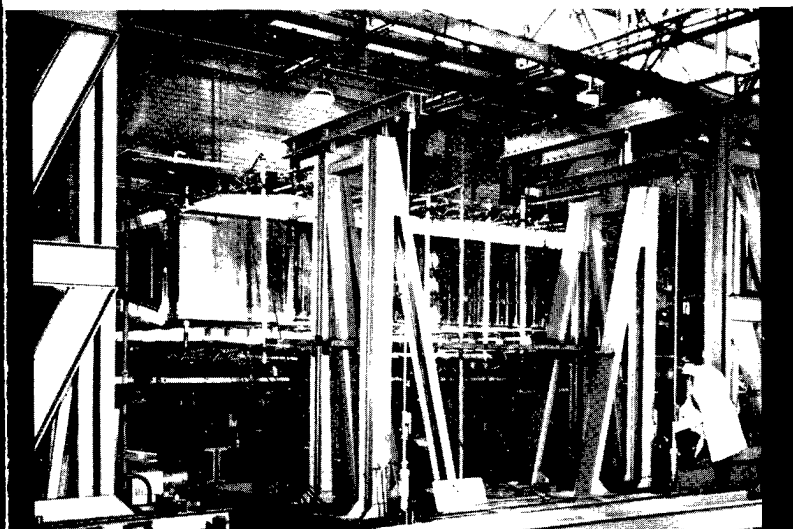
5 Essai d'échauffement cinétique. Cet essai, à haute température sur un tronçon type de caisson de voilure à l'usine BAC de Filton, fait partie d'un programme important d'essais d'échauffement cinétique pour Concorde.

6 Programme d'essais en soufflerie. Une maquette de Concorde à l'essai dans la soufflerie à basses vitesses de Sud-Aviation à Suresnes. Le nombre des souffleries françaises et anglaises utilisées pour les recherches aérodynamiques de Concorde dépasse cinquante.

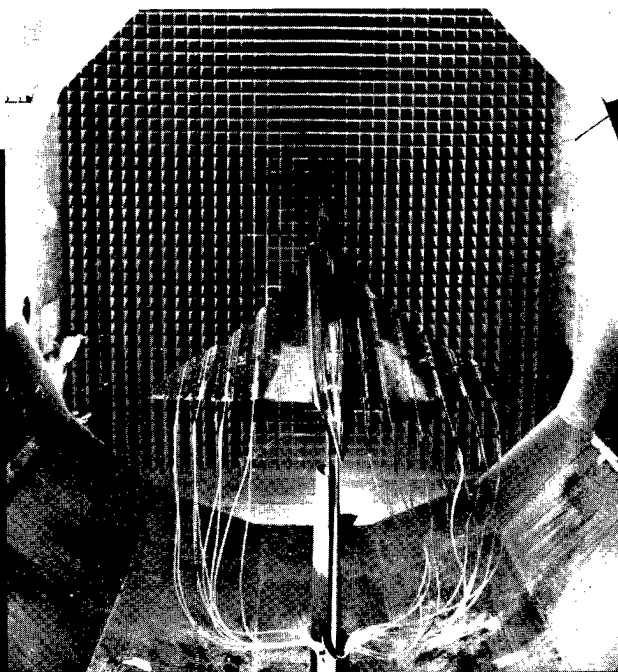
3



4



5



6

Flight and Service Dates

These developments will not affect the latest published dates for Concorde, viz, first flight of the prototype aircraft 1967 and in service 1971.

CHOICE OF SPEED AND SIZE FOR CONCORDE

Speed

Mach 2.2 is well based on actual flight experience.

The light alloy materials of Concorde have behind them 40 years of development. Their properties, including creep and thermal shock, are known and understood. These alloys are fully suitable for the much lower Mach 2.2 temperature of 120°C and are already in daily use at over that temperature in jet engines.

Engines

The Olympus, in its early marks, has been in service for 8 years. The basic characteristics of this engine are retained in the supersonic version, which has already flown and is about to enter into regular use in TSR-2. The Concorde engine, based on the TSR-2 engine, is a straightforward turbojet with lots of development still in hand.

Size

Concorde appears to BAC and Sud to be about the right size. Supersonic airliners have greatly increased productivity and, on long range, to combine that great productivity with big size will cause major problems of over-capacity. Air travel will always have a strong seasonal element, and the cost of off-peak empty seats in an SST will be considerable.

Bigger size will also give rise to even further structural, economic and operational problems.

Design

Concorde's basic and detailed design is now well in hand. There is five years' research by two big firms and by the technical departments of two Governments behind the aerodynamics and the engineering. Production work has already started.

Pour la nouvelle version de Concorde, l'effet de portance est atténué par l'augmentation de la longueur de l'aile, et cette atténuation compense l'aggravation causée par ailleurs par l'augmentation de son volume.

Au sujet du bang sonique et des autres problèmes d'environnement qui intéressent le transport aérien supersonique, la coopération internationale est très ouverte et les échanges d'information très complets. Mais rien n'a été mis en lumière depuis 18 mois qui puisse ébranler, dans l'esprit des responsables de Concorde, la conviction que ces problèmes seront résolus et que Concorde pourra inaugurer l'ère nouvelle du transport aérien supersonique dans les premières années 1970.

1er Vol et Mise en Service

Les décisions prises ne modifient en rien les dernières dates publiées:

1er vol du prototype en 1967
Mise en service en 1971

CHOIX DE LA VITESSE ET DES DIMENSIONS DE CONCORDE

Vitesse

Le choix de M 2,2 est bien établi sur l'expérience acquise en vol. Les alliages d'aluminium choisis pour Concorde héritent de 40 ans de progrès. Leurs propriétés, y compris le fluage et la fatigue thermique, sont connues et bien interprétées. Ces alliages supportent parfaitement la température relativement modérée de 120°C correspondant au vol à M 2,2 et sont déjà couramment utilisés à des températures supérieures dans les turboréacteurs.

Réacteurs

Les premières versions du réacteurs Olympus sont en service depuis 8 ans. Les caractéristiques essentielles de ce moteur sont conservées pour la version supersonique qui a déjà été essayée en vol et entrera bientôt en service régulier sur le TSR-2. Les moteurs de Concorde, dérivés de cette dernière version, sont des turboréacteurs purs qui disposent encore de grandes possibilités d'évolution.

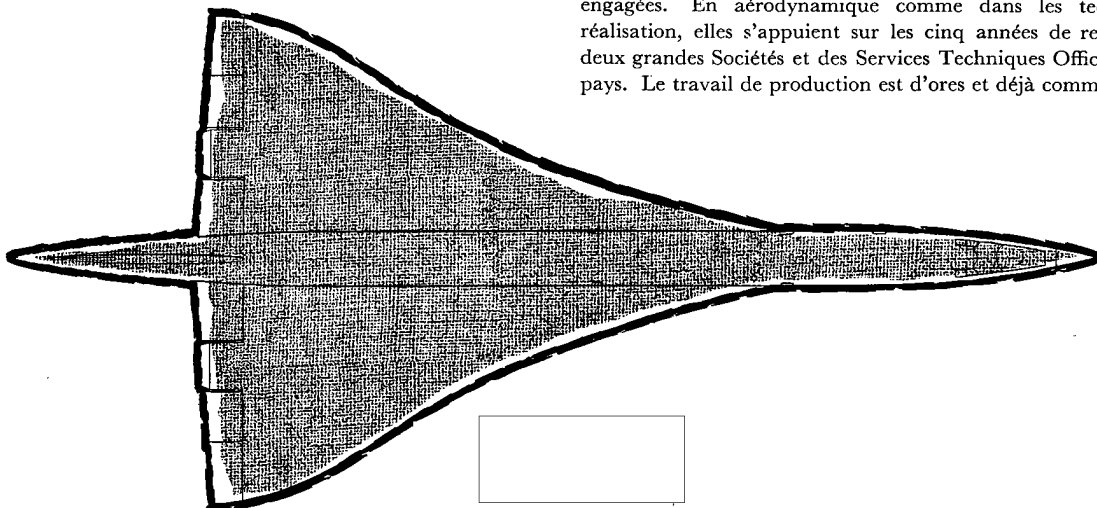
Dimensions

Sud-Aviation et BAC s'accordent à penser que Concorde se présente avec des dimensions optima. Un avion de transport supersonique dispose en effet d'une productivité considérablement accrue et, sur les longs parcours, le fait d'associer cette productivité élevée à de grandes dimensions de cabine poserait le dangereux problème des excédents de capacité. D'autre part, le trafic aérien sera toujours très saisonnier et la dépense correspondant aux sièges inoccupés en période creuse sera considérable dans le cas d'un avion supersonique.

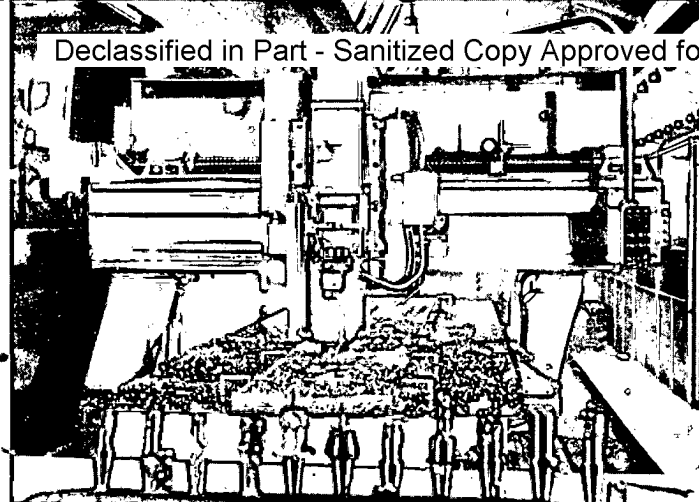
Enfin, avec des dimensions plus grandes, surgissent également de nouveaux problèmes relatifs à la structure, à l'économie et à l'utilisation opérationnelle de l'appareil.

Etudes

Les études de principe et d'exécution sont maintenant bien engagées. En aérodynamique comme dans les techniques de réalisation, elles s'appuient sur les cinq années de recherches des deux grandes Sociétés et des Services Techniques Officiels des deux pays. Le travail de production est d'ores et déjà commencé.



STAT



Usinage automatique. Exemple typique des machines modernes employées dans les usines Sud-Aviation à Toulouse; cette fraiseuse, commandée par bande magnétique, est au travail sur un panneau de fuselage Concorde

Automatic Machining. Typical of the modern machines at the Sud-Aviation Toulouse plants is this magnetic tape-controlled miller, at work on a Concorde fuselage panel



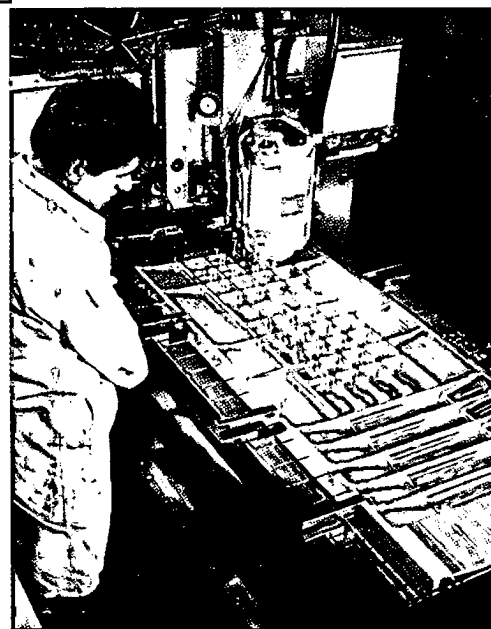
Heavy equipment. This milling machine, one of a battery engaged on Concorde work at Sud Aviation's St. Eloi, Toulouse factory, can handle billets over 50 ft in length

Grosses machines. Cette fraiseuse, qui appartient à un groupe de machines affectées à la fabrication de Concorde, à l'usine Sud-Aviation de Toulouse-St. Eloi, est capable d'usiner des panneaux de 15 m (50 ft) de long



Detail design. One of several BAC Filton drawing offices engaged on Concorde design. Filton and Toulouse drawing offices have already issued thousands of Concorde detail design drawings

Etudes d'exécution. Un des bureaux d'études que la BAC a affectés au programme Concorde à Filton. Les bureaux de dessin ont déjà exécuté des milliers de plans de détail de Concorde à Filton et à Toulouse



Final Touches. Final machining at the British Aircraft Corporation's Filton works on an integrally-milled fuselage skin panel which will form part of a Concorde structural test specimen

Test Section. This Concorde fuselage test specimen, under construction at BAC's Filton works, is to be used in a high-altitude chamber for air-conditioning tests

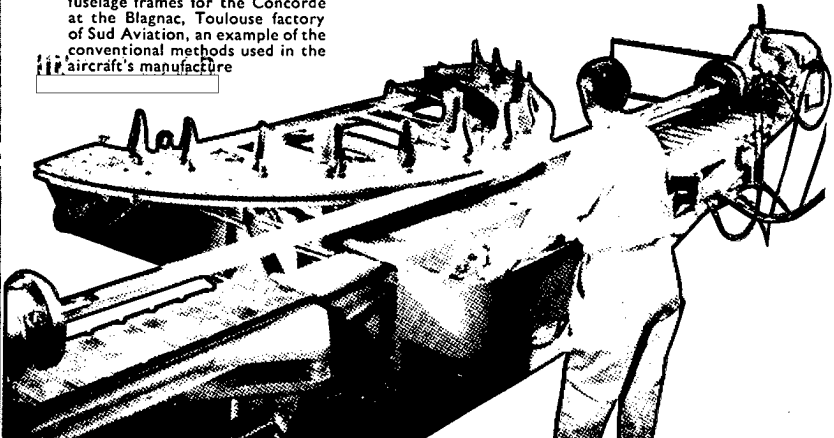
Tronçon d'essai. Ce tronçon du fuselage de Concorde en cours de montage à l'usine BAC de Filton sera placé dans une chambre à haute altitude pour des essais de conditionnement d'air



Frame Forming. Forming main fuselage frames for the Concorde at the Blagnac, Toulouse factory of Sud Aviation, an example of the conventional methods used in the aircraft's manufacture

Mise en forme de couples. Formage des couples forts du fuselage de Concorde à l'usine Sud-Aviation de Toulouse-St. Eloi: exemple des procédés classiques employés dans la fabrication de l'appareil

STAT





Creep Research. For some years, investigations into the creep properties of Concorde aluminium alloys have been going on in this BAC laboratory at Filton

Etudes de fluage. Depuis plusieurs années, l'étude des propriétés de fluage des alliages d'aluminium utilisés pour Concorde se poursuit dans les laboratoires de la BAC à Filton



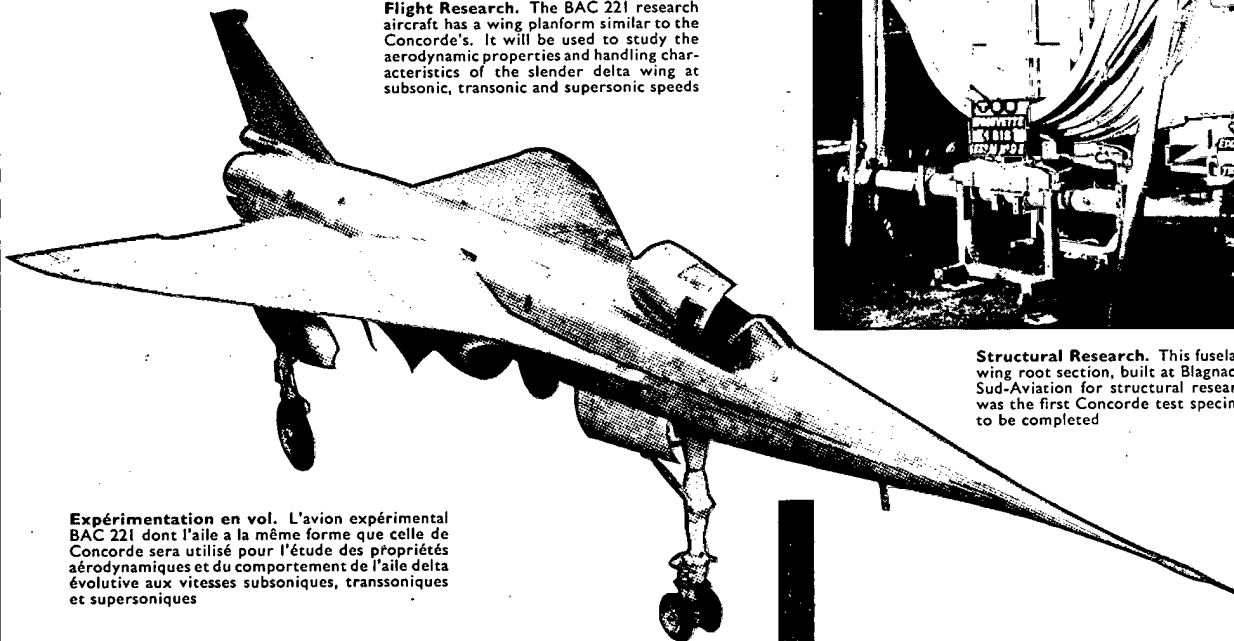
Fatigue Research. Fatigue testing of Concorde materials is in progress in many French and British laboratories, including this one at E.A.T. (Etablissement Aéronautique de Toulouse)

Essais de fatigue. L'étude du comportement en fatigue des matériaux utilisés pour Concorde donne lieu à de nombreux essais dans les laboratoires français et britanniques et notamment à l'Etablissement Aéronautique de Toulouse

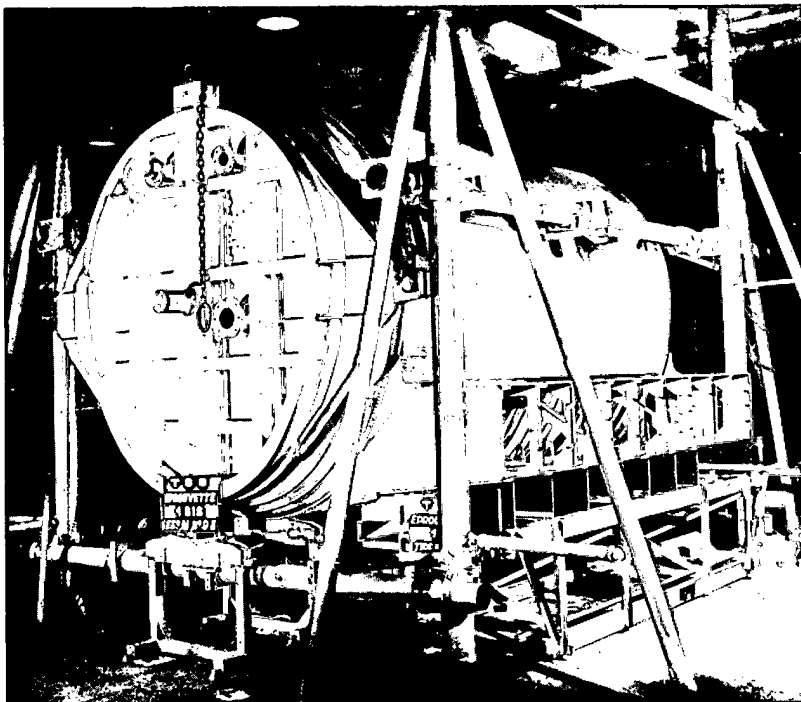
Concorde



Flight Research. The BAC 221 research aircraft has a wing planform similar to the Concorde's. It will be used to study the aerodynamic properties and handling characteristics of the slender delta wing at subsonic, transonic and supersonic speeds



Expérimentation en vol. L'avion expérimental BAC 221 dont l'aile a la même forme que celle de Concorde sera utilisé pour l'étude des propriétés aérodynamiques et du comportement de l'aile évolutive aux vitesses subsoniques, transsoniques et supersoniques



Structural Research. This fuselage/wing root section, built at Blagnac by Sud-Aviation for structural research, was the first Concorde test specimen to be completed

Etudes structurales. Ce tronçon du fuselage et de l'emplanture de l'aile, construit par Sud-Aviation à Blagnac pour des essais structuraux, est le premier ensemble d'essais entièrement terminé

**BRITISH
AIRCRAFT
CORPORATION**

100 PALL MALL LONDON SW1

**SUD
AVIATION
FRANCE**

37 BOUL. DE MONTMORENCY PARIS 16e

STAT



STAT



BRISTOL SIDDELEY - SNECMA

OLYMPUS 593

BAC/SUD

CONCORDE



STAT



BRISTOL SIDDELEY - SNECMA

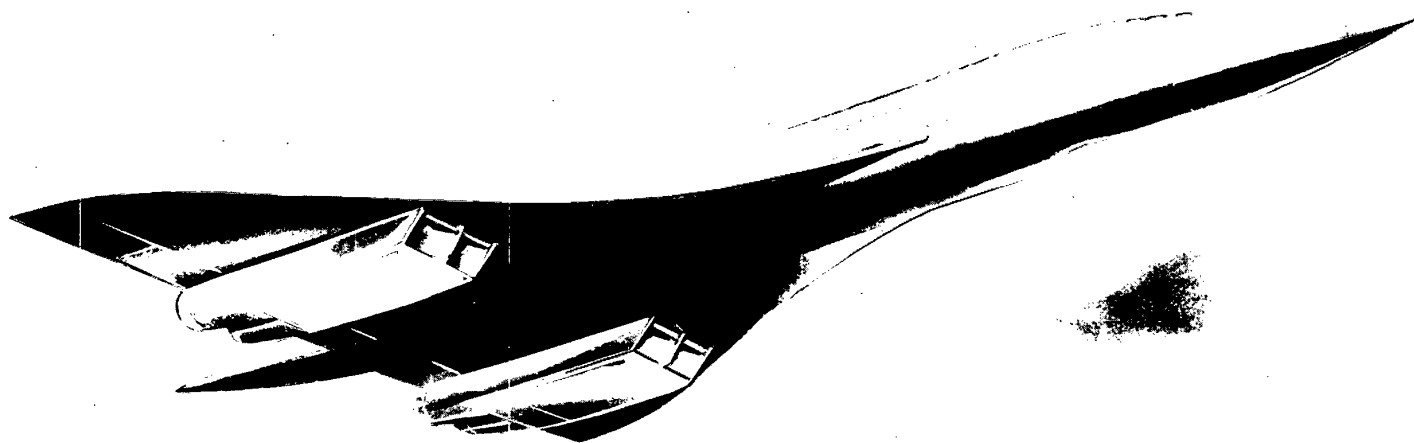
OLYMPUS 593

BAC/SUD

CONCORDE

BRISTOL SIDDELEY ENGINES LIMITED : PO BOX 3 · FILTON · BRISTOL
SOCIÉTÉ NATIONALE D'ÉTUDE ET DE CONSTRUCTION DE MOTEURS D'AVIATION · 150 BOULEVARD HAUSSMANN · PARIS 8^e

STAT



INTRODUCTION

THE JOINT ANGLO-FRENCH DEVELOPMENT AND PRODUCTION of the Concorde Mach 2.2 airliner is one of the most ambitious programmes of international collaboration ever undertaken by the aviation industry. The Companies cooperating in the development of the airframe are the British Aircraft Corporation in the United Kingdom and Sud Aviation in France. The Concorde is to be powered by four Olympus 593 turbojet power units, which are being developed and manufactured jointly by Bristol Siddeley Engines Limited and the Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA).

The Olympus 593 is a civil derivative of the advanced supersonic Olympus 22R turbojet which powers the British Aircraft Corporation TSR-2 supersonic strike reconnaissance aircraft for the Royal Air

Force. Thus the Mark 593 will benefit directly from the development background being established with this military engine. It also benefits from SNECMA's experience of afterburning systems, variable-area nozzles and thrust reversers. SNECMA was the first European manufacturer to design engines for speeds in excess of Mach 2, and all the Mirage series of aircraft in the French, Swiss, Israeli and Australian air forces are powered by SNECMA Atar supersonic engines with afterburners and variable nozzles.

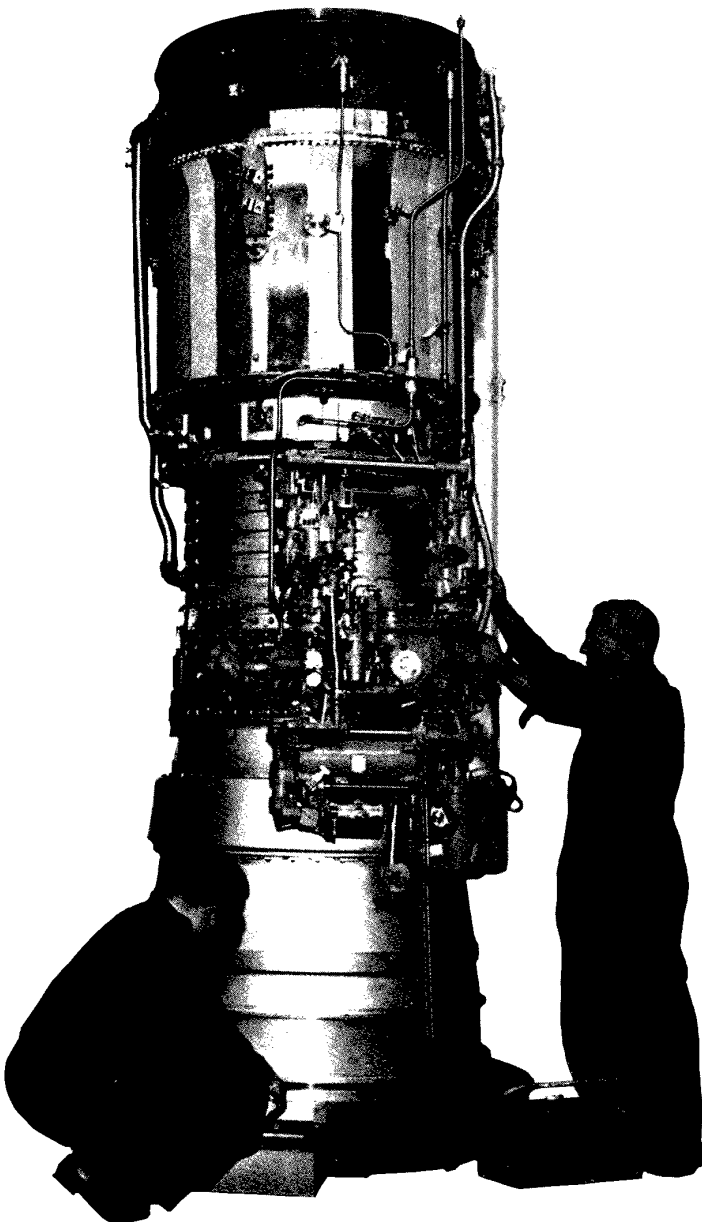
Intensive engine development is already well under way. An Olympus 593 development engine incorporating most of the features of the Concorde engine ran on the test bed at Bristol in July 1964—three months ahead of schedule. Since early in 1964, variable nozzles of the type to be used on the Mark 593 have been undergoing tests at Melun-Villaroche on an Olympus engine.

L'ÉTUDE ET LA FABRICATION EN COMMUN par la France et la Grande Bretagne de l'avion de transport supersonique Concorde Mach 2.2 est un des programmes les plus ambitieux de collaboration internationale qui ait été entrepris par l'industrie aéronautique. Les Sociétés contribuant au développement de la cellule sont: Sud Aviation en France et British Aircraft Corporation au Royaume Uni. Le Concorde sera équipé de quatre turbo-réacteurs Olympus 593 qui seront étudiés et fabriqués en commun par Bristol Siddeley au Royaume Uni et la Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA) en France.

L'Olympus 593 est la version civile du moteur supersonique plus moderne, l'Olympus 22R qui équipe l'avion d'assaut et de reconnaissance supersonique TSR-2 fabriqué pour la Royal Air Force. L'Olympus 593 pourra donc bénéficier de l'expérience acquise avec sa version militaire et de même de l'expérience de la SNECMA en matière de tuyère à section variable, de dispositif de post-combustion et d'inverseur de poussée. La SNECMA est le premier motoriste européen à avoir conçu des moteurs pour fonctionner à des vitesses dépassant Mach 2.2. Tous les Mirage des Armées de l'Air Française, Suisse, Israélienne, Sud Africaine et Australienne sont propulsés par des moteurs supersoniques SNECMA Atar équipés de tuyère variable et de dispositif de post-combustion.

On procède à l'heure actuelle, à des essais intensifs du réacteur. Le premier moteur de développement Olympus 593, incorporant la plupart des éléments du moteur de Concorde, a effectué ses premiers essais au banc à Bristol en juillet 1964, trois mois en avance sur le programme prévu. Depuis le début 1964, les canaux d'éjection équipés de tuyères variables identiques à celles qui équiperont l'Olympus 593 sont en essais à Melun-Villaroche en France derrière un moteur Olympus.

Assembly of an Olympus 593 turbojet
Montage d'un turbo-réacteur Olympus 593



OLYMPUS 593

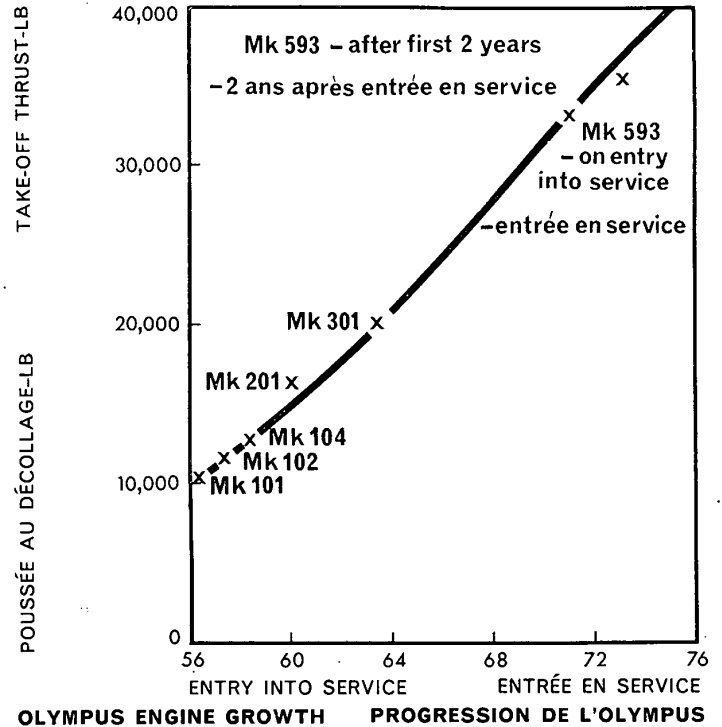
Performance

THE OLYMPUS 593 will produce 35,000 lb thrust. The graph shows that this performance is in line with the continued growth of the Olympus series of engines over the past fifteen years.

The selection of the Olympus 22R to power the British Aircraft Corporation TSR-2 supersonic aircraft represented a major milestone in the development of the Olympus series. Although it is not shown on the graph, since the performance of the engine is still classified, the introduction of the Olympus 22R gave a further large thrust increase over the subsonic engine. The Olympus 22R also provided the supersonic development background for the Mark 593 for the Concorde.

Since the thrust of the Mark 593 represents a large step forward from these earlier series of engines it is proposed to offer a conservative rating of about 32,000 lb on entry into service. The engine speed and temperature will be limited to less than the design values. Full design power will be available two years after the Concorde enters service.

During the initial period, thrust augmentation by low-boost afterburning will be available, enabling the engines to provide 35,000 lb in the initial phases. This low boost will not impose any noise limitations on the aircraft, which will meet anticipated airport noise regulations both in the initial and the later phases.



The Concorde will be powered by civil versions of the military Olympus 22R turbojets in the supersonic TSR-2

Le Concorde sera équipé des versions civiles de l'Olympus 22R militaire qui équipe le TSR-2 supersonique



STAT

Fuel

The Olympus 593 in the Concorde will use conventional JP 1 aviation kerosine fuel. Tests on engines and fuel systems at Bristol, and research by the major fuel companies, have shown that even with the relatively high fuel system temperatures to be expected on the Concorde, JP 1 meets all the requirements. The use of an existing fuel which is already available throughout the world will be an important feature in minimising the operating costs of the Concorde.

Performances

LE MOTEUR OLYMPUS 593 donnera 16.000 kg de poussée. Ces niveaux de poussée reflètent la progression continue de la série des moteurs Olympus au cours des quinze dernières années.

Le choix de l'Olympus 22R pour équiper l'avion TSR-2 a marqué une étape importante dans le développement de la série des Olympus. Bien que ceci ne soit pas indiqué sur le graphique ci-contre, étant donné que les performances du moteur sont encore secrètes, l'apparition du moteur 22R a provoqué un très grand accroissement de poussée et donnera une expérience supersonique qui sera bénéfique au moteur Type 593 pour Concorde.

Puisque la poussée de Type 593 représente un très grand pas

en avant par rapport aux versions précédentes du moteur, on se propose d'offrir un niveau de poussée modéré de 14.800 kg à son entrée en service commercial en limitant les vitesses et températures du moteur par rapport aux valeurs calculées. Au fur et à mesure de l'utilisation du moteur la pleine puissance sera libérée, cette pleine puissance devant apparaître après deux ans d'utilisation.

Au cours de ces deux premières années, la pleine puissance pourra être rétablie à l'aide d'un dispositif de post-combustion relativement modeste. Ceci permettra aux moteurs de fournir 16.000 kg de poussée. Cet accroissement de poussée modéré ne pénalisera pas le niveau de bruit de l'avion qui reste inférieur aux normes en vigueur et à celles actuellement prévues pour les aéroports.

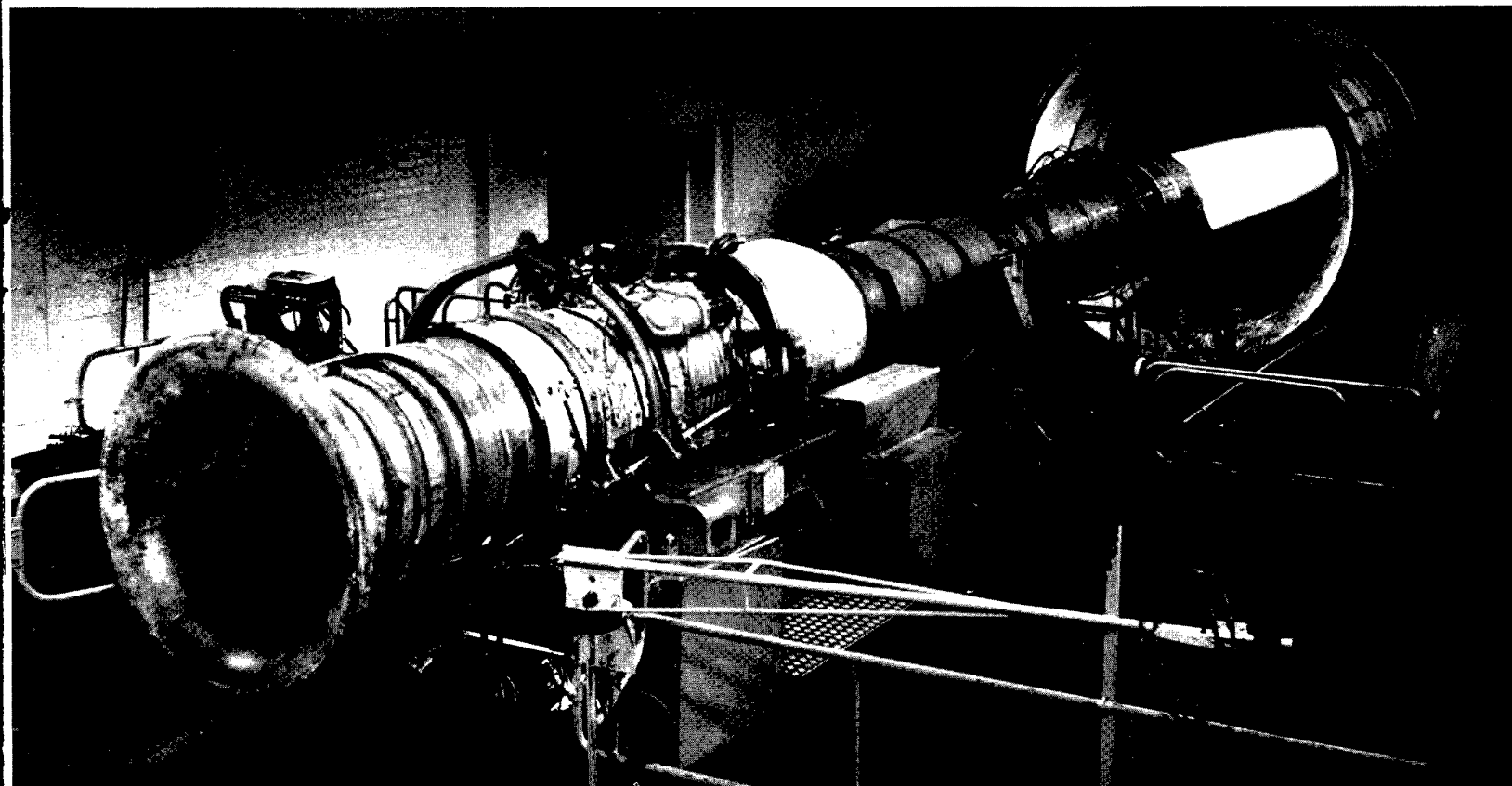
Carburant

Le moteur Olympus 593 de Concorde pourra utiliser le carburant actuel d'aviation JP 1. Les essais des moteurs et des circuits carburant, effectués à Bristol et par les principaux fournisseurs de carburant, ont montré que même avec les températures d'utilisation relativement élevées, prévues pour Concorde, le JP 1 est satisfaisant. L'emploi d'un carburant existant qui est disponible partout dans le monde constituera un facteur important pour réduire le coût de l'exploitation de Concorde.

0-77115

A military version of the Olympus on test with reheat

Une version militaire de l'Olympus en essai avec post-combustion en fonctionnement



Background

The Olympus 593 is the latest of a family of well-proven twin-spool turbojets noted for their reliability and outstanding handling characteristics.

The twin-spool compressor system was originally pioneered by Bristol Siddeley and is now accepted as the most efficient answer to the problem of combining a high pressure ratio with good handling characteristics without resort to the use of compressor blow-off or variable stator blades.

The advantage with this arrangement is that, although the pressure ratio of each spool is relatively low, the overall pressure ratio can be high. Also, since each spool runs at its optimum speed, maximum flexibility of operation is ensured.

The first Olympus commenced its bench running in May 1950, achieving a rating of 9140 lb thrust. The development potential inherent in the basic design has been utilised to develop a series of engines of progressively increasing thrust, with the result that the design thrust without reheat was more than trebled in 12 years.

It is interesting to recall that the Olympus figured in world altitude records in 1953 and 1955, when an Olympus-powered English Electric Canberra attained heights of 63,668 ft and 65,890 ft respectively—altitudes approximating to that at which the Concorde will cruise.

The Olympus has powered all Marks of the Hawker Siddeley Vulcan bomber, which has been in service with the Royal Air Force since 1956. The original versions of the Vulcan were powered by Olympus Mark 100 series engines of 11,000 lb to 13,500 lb thrust; later versions are powered by the Mark 201, rated at 17,000 lb thrust.

From the Olympus Mark 200 series there have been two main streams of development: the Mark 301 with a thrust of 20,000 lb and a supersonic version, the Olympus 22R, with a military application in the TSR-2.

SNECMA has considerable experience in the development of supersonic engines and exhaust systems, having accumulated many thousands of flying hours over a period of years with Atar turbojets in such aircraft as the Etendard IV, Mystère and Mirage III, which are in service with the air forces of France and other countries. The Atar also powers the Mirage IV bomber, which is now flying regularly at a cruise speed of Mach 2.0.

Historique

L'Olympus 593 est le dernier d'une famille de turbo-réacteurs double-corps bien connue, remarquables par leur sûreté et leur souplesse de fonctionnement.

The Royal Air Force's Vulcan bombers are powered by the Olympus

Les bombardiers Vulcan de la Royal Air Force sont équipés de moteurs Olympus



Bristol Siddeley est le premier à avoir pensé à réaliser un compresseur double-corps, cette disposition étant, à l'heure actuelle, acceptée comme la réponse la plus efficace au problème de combinaison d'un taux de compression élevé avec une bonne souplesse de fonctionnement sans utilisation de vanne de décharge ou d'aubes de stator orientables.

L'avantage de ce système vient du fait que le taux de compression total peut être élevé bien que celui de chaque élément soit relativement bas. De plus, puisque chaque corps de compresseur tourne à une vitesse optimum, on obtient une souplesse de fonctionnement maximum.

Le premier Olympus a commencé des essais au banc au mois de mai 1950, à la poussée de 4145 kg. Le potentiel de développement propre à la définition de base a été exploité pour réaliser une série de moteurs capables de poussées de plus en plus fortes; la poussée, sans PC, a été plus que triplée en 12 ans.

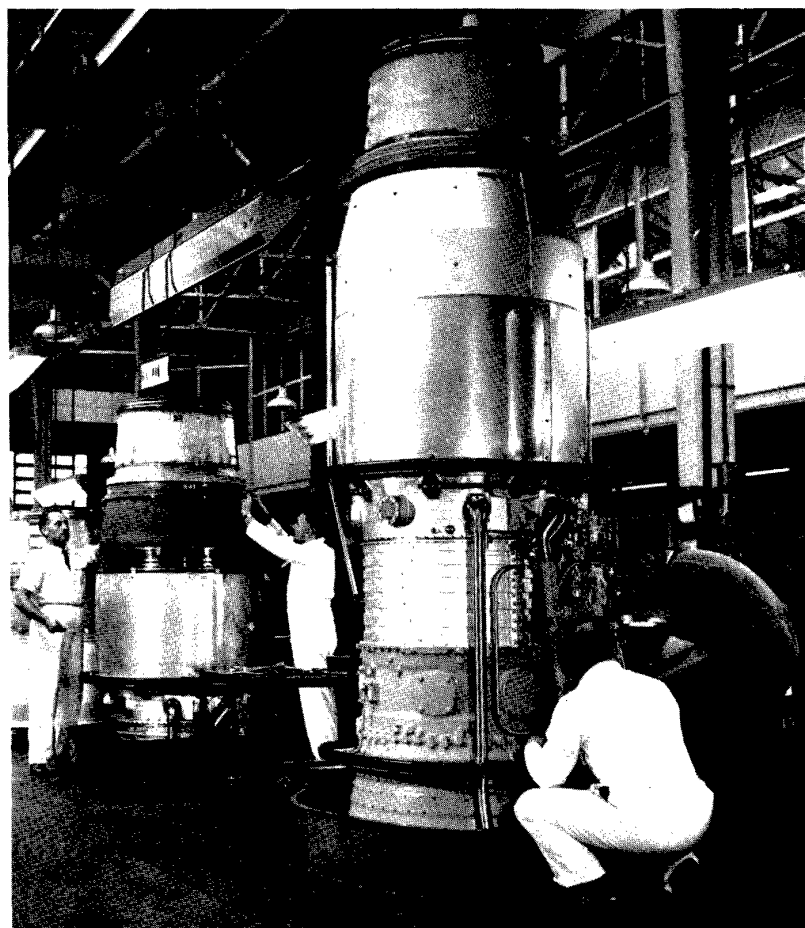
Il est intéressant de rappeler que l'Olympus a figuré parmi les records mondiaux d'altitude en 1953 et 1955, lorsqu'un Canberra English Electric, équipé d'Olympus, a atteint des altitudes de 19.406 mètres et de 20.083 mètres qui correspondent en fait maintenant à celles, en vol de croisière du «Concorde».

L'Olympus a équipé toutes les versions du bombardier Hawker Siddeley Vulcan en service dans la Royal Air Force depuis 1956. Les versions initiales du Vulcan ont été équipées de moteurs Olympus 100 capables de poussées de 5000 kg à 6100 kg; les versions ultérieures sont équipées du Type 201, d'une poussée de 7710 kg.

A partir de l'Olympus 200 le développement a été conduit dans deux directions: la version 301, capable d'une poussée de 9070 kg, et la version 22R, destinée au TSR-2.

La SNECMA a une expérience considérable ayant accumulé des milliers d'heures de vol au cours des années avec ses réacteurs Atar dans des avions tels que Etendard IV, Super Mystère et Mirage III qui sont en utilisation tant en France qu'à l'étranger. L'Atar équipe également le bombardier Mirage IV qui vole couramment à une vitesse de croisière supérieure à Mach 2.

An Olympus being prepared for a test run

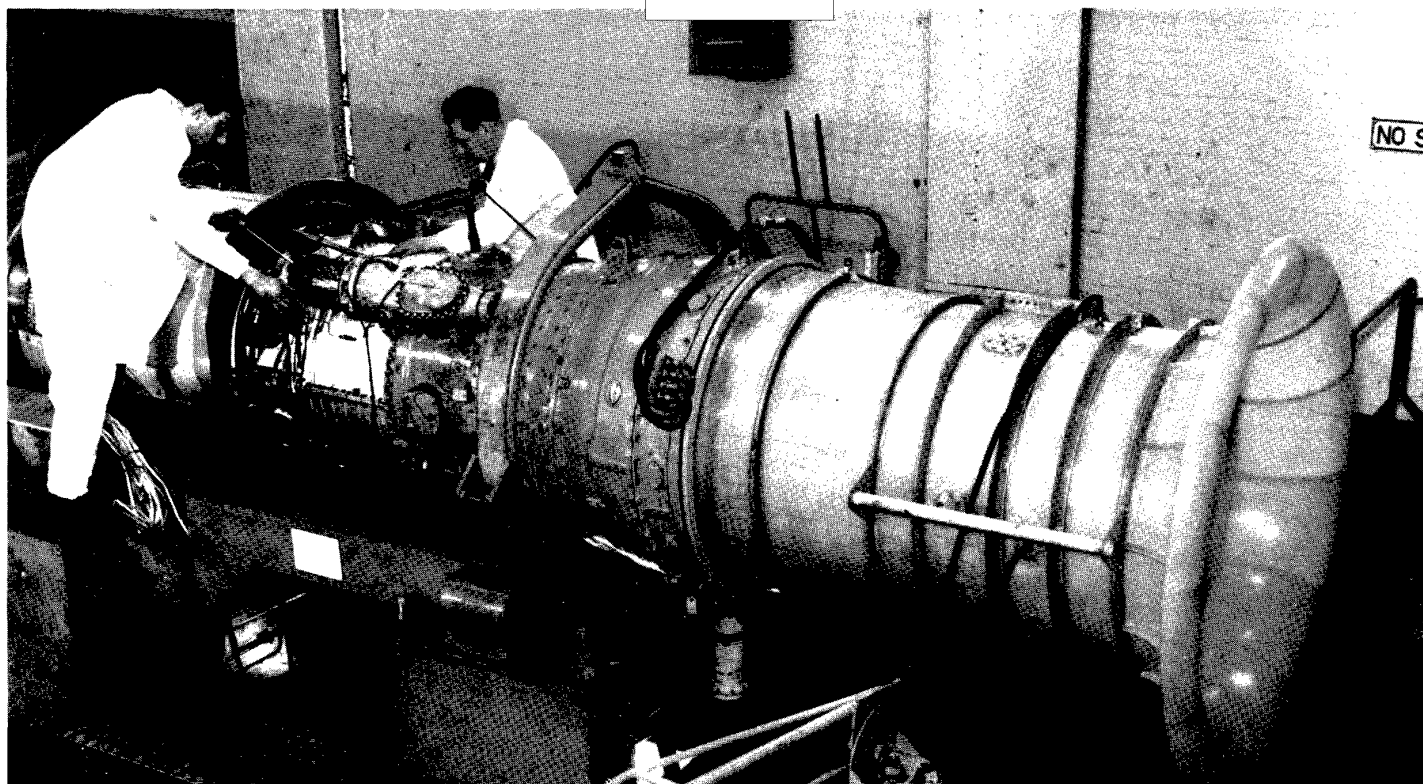


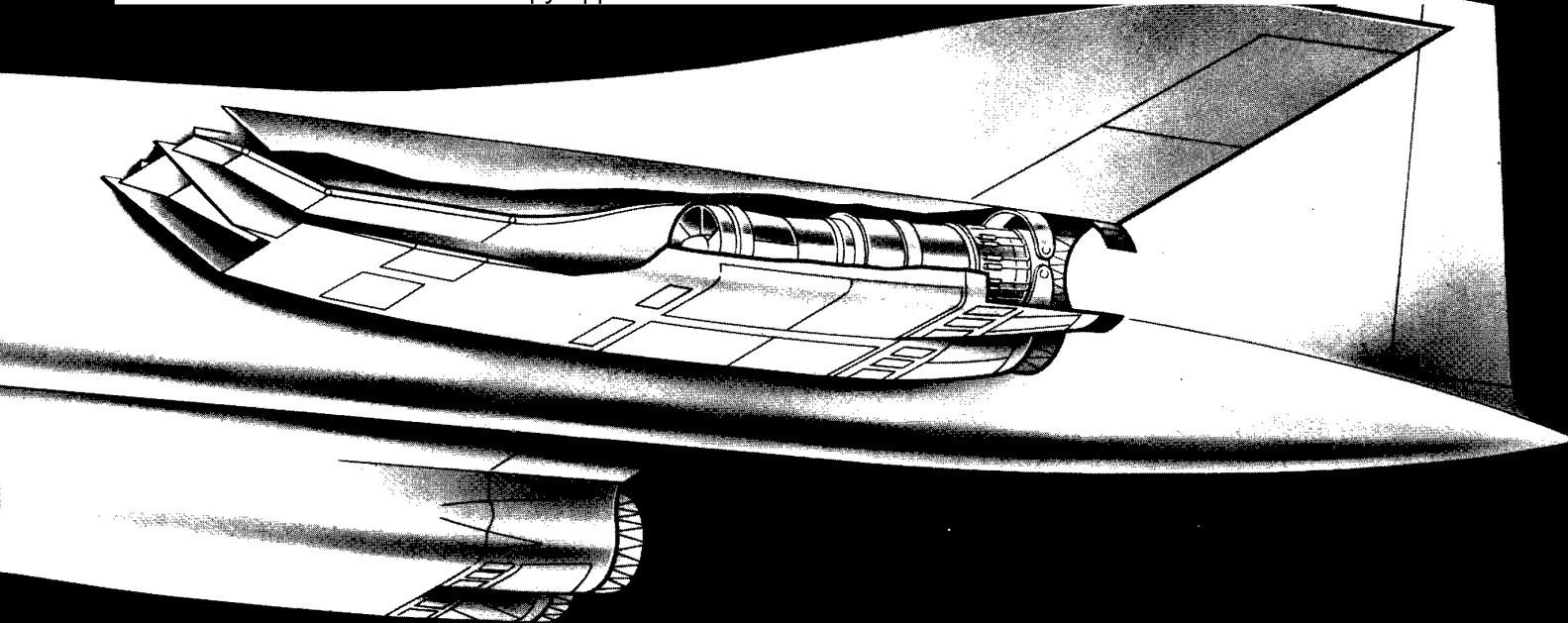
Part of Bristol Siddeley's Olympus production line

Vue de la chaîne de montage Olympus

Moteur Olympus en cours de préparation pour un essai

STAT





Sectioned view of engine bay showing installation of Olympus 593

Vue éclatée de la nacelle montrant l'installation du GTR Olympus 593

CONCORDE

POWERPLANTS/ PROPULSEURS

FOUR OLYMPUS 593 ENGINES are mounted in pairs beneath the wings in two nacelles. Each engine has its own separate intake and exhaust system.

The Supersonic Intake

Responsibility for the design and manufacture of the intake rests with the aircraft manufacturer, but because of its importance to the engine it is described briefly here.

The primary purpose of the intake is to diffuse the supersonic airflow through a system of shock waves and a subsonic diffuser from the Mach 2.2 free-stream conditions to a subsonic condition at the compressor face, and to convert the velocity energy into pressure energy.

The shock position is controlled by a movable ramp which is positioned automatically as a function of Mach number. The air mass flow is automatically matched to the engine demand at all flight conditions by doors in the lower surface of the intake. A small door accommodates fine control, and a larger air dump door gives coarse control.

In the event of an engine shut-down, and consequently a large reduction in engine airflow demand, the large lower door opens and dumps the air, thus keeping the shock system stable.

LES QUATRE MOTEURS OLYMPUS 593 sont installés, par paire, sous la voilure, en deux nacelles. Chaque moteur possède ses propres entrées d'air séparées et son propre canal d'éjection.

L'entrée d'air supersonique

La responsabilité de l'étude et de la fabrication de l'entrée d'air appartient au constructeur de l'avion, mais comme elle représente un point très important pour le moteur, nous décrirons cette entrée d'air, brièvement, ci-dessous.

Sa fonction principale est de capter le débit d'air supersonique existant à Mach = 2.2 et de fournir au moteur un débit d'air de conditions subsoniques, au travers d'un système d'ondes de choc, par l'intermédiaire d'un diffuseur subsonique, et de convertir l'énergie de vitesse en énergie de pression.

Le col de l'entrée d'air, et par conséquent le débit d'air, sont commandés par une rampe mobile qui se place automatiquement en fonction du nombre de Mach. Le débit d'air est, par ailleurs, régulé automatiquement pour des conditions autres que le point d'adaptation par des trappes situées dans la partie inférieure de l'entrée d'air. Une petite trappe assure la régulation du débit tandis qu'une autre, plus importante, sert de trappe de décharge.

En cas de panne du moteur ou d'une très forte réduction de la

The dump door performs an opposite function at take-off and at low subsonic speeds. The intake is unable to admit sufficient air at these conditions even with the movable wedge fully retracted, and so the door opens in the opposite sense and permits supplementary air to be admitted.

Boundary layer air is bled from the wing surface, and also from the ramp to improve compressor face flow distribution. This air is used to cool the engine bay.

demande en air du moteur, la trappe de décharge s'ouvre et évacue l'excès d'air permettant ainsi de maintenir l'onde de choc normale, en condition stable.

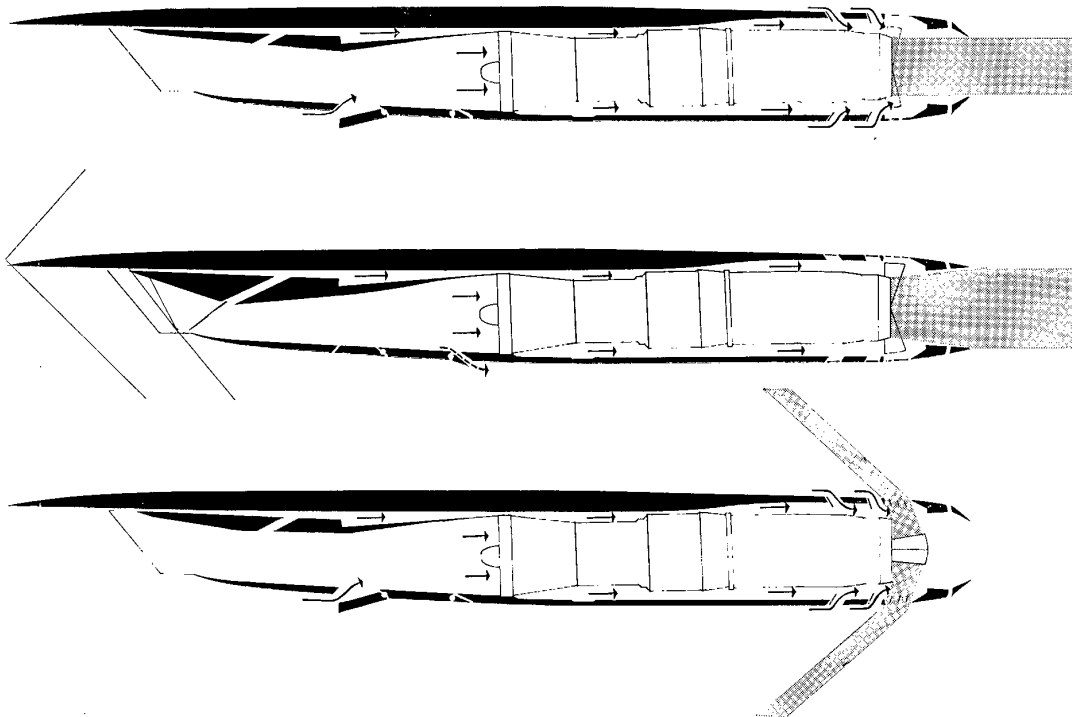
Elle joue un rôle opposé au moment du décollage et au cours des basses vitesses. L'entrée d'air, pour ces conditions de fonctionnement, n'est pas à même de fournir un débit d'air suffisant, même avec la rampe complètement relevée; la trappe s'ouvre dans le sens opposé à celui de la décharge et permet d'admettre un débit d'air additionnel.

L'air de couche limite de voilure et l'air de couche limite de la rampe sont utilisés pour refroidir le compartiment réacteur. Evacuer l'air de couche limite de la rampe signifie avoir une meilleure alimentation en air à l'entrée du compresseur.



Full-scale Olympus 593 engine model being used for installation tests in the nacelle of the Concorde mock-up

Maquette vraie grandeur du moteur Olympus 593 pour étude d'installation dans la nacelle de la maquette Concorde

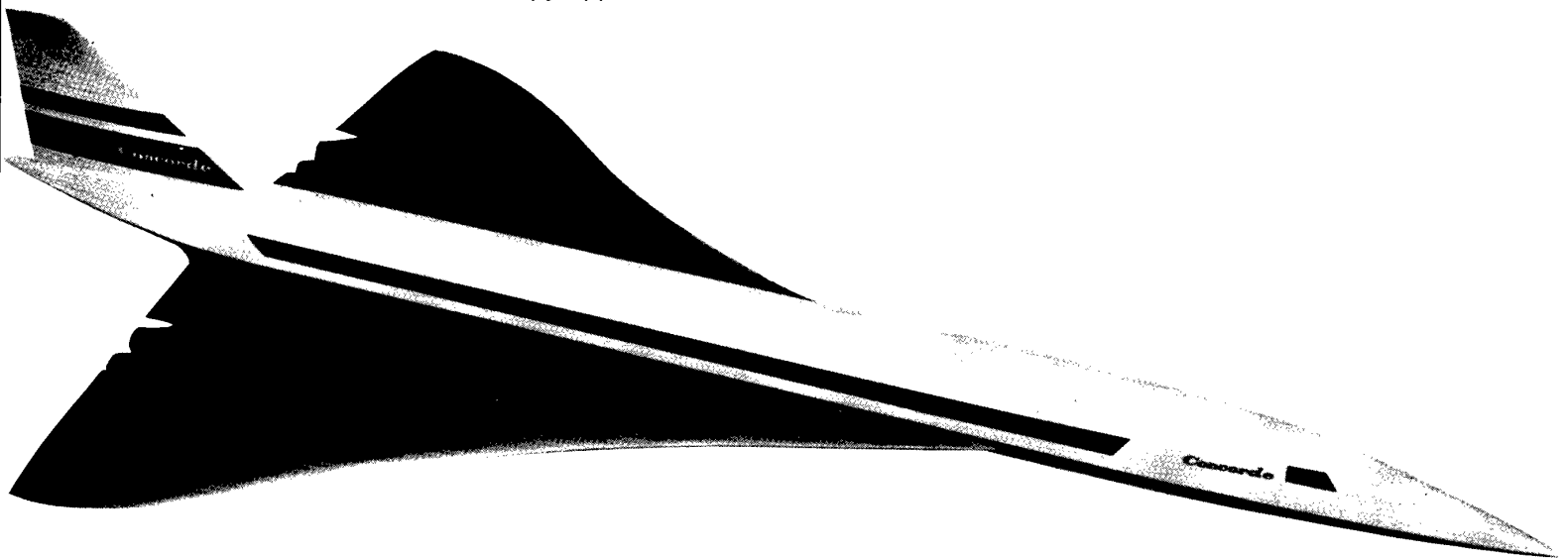


Take-off
Décollage

Mach 2.2 cruise
Croisière Mach 2,2

Landing with thrust reversal
Atterrissage freinage

POWERPLANT CONFIGURATIONS FOR VARIOUS FLIGHT CONDITIONS
GÉOMÉTRIE VARIABLE DU GTR DANS LES DIFFÉRENTES CONFIGURATIONS DE VOL



Exhaust System

The exhaust assembly comprises a fully variable convergent primary nozzle with silencing, a secondary divergent nozzle, and a thrust reverser. The need for the variable primary and secondary nozzles is best described with the aid of the diagram below.

During supersonic cruise the pressure ratio across the primary nozzle is high (about 15 : 1). To expand this flow through the nozzle with minimum losses requires a large area ratio.

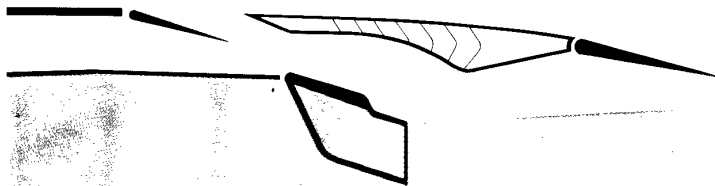
In subsonic conditions the nozzle pressure ratio is lower (3 : 1) and hence the required area ratio is lower. If the area ratio subsonically were too large, the gases would over-expand, incurring large losses. To prevent this, in addition to closing down the primary and secondary nozzles, tertiary air is drawn in through suck-in doors just forward of the thrust reverser cascades. This controls the expansion of the primary jet.

Canal d'éjection

L'ensemble du canal d'éjection se compose d'une tuyère primaire convergente à section variable équipée d'un silencieux, d'une tuyère divergente à section variable et d'un inverseur de poussée. La nécessité d'avoir une variation des sections primaire et secondaire se comprend mieux à l'aide des deux schémas ci-dessous.

Au cours de la croisière supersonique, le taux de détente au travers de la tuyère primaire est élevé (de l'ordre de 15/1). Pour avoir des pertes minima et permettre au jet de se détendre complètement, on remarquera l'importance du rapport des sections primaire et secondaire.

En fonctionnement subsonique, le taux de détente de la tuyère est nettement plus bas (3/1) ce qui provoque une réduction des sections. Si l'on conservait les rapports de sections utilisés en supersonique, les gaz subiraient une surdétente entraînant des pertes importantes. Pour éviter ceci et en plus de la réduction des sections primaire et secondaire, on admet, de l'extérieur, un air additionnel ayant pour but de combler l'espace entre le contour du jet primaire et l'enveloppe intérieure des tuyères.



Subsonic Configuration

Configuration Subsonique



Supersonic Configuration

Configuration Supersonique

AERODYNAMIC NOZZLE CONTROL

FONCTIONNEMENT AÉRODYNAMIQUE DU CANAL D'ÉJECTION

Silencer

Silencing of the jet stream is accomplished by means of lobes within the primary stream. These lobes are retracted to minimise tail pipe losses during supersonic flight.

Control of the primary nozzle area is also utilised in aircraft noise abatement techniques during the early climb phase following take-off. Jet efflux noise level is reduced by opening the primary nozzle. In this way a greater climb thrust can be maintained than by the customary procedure of reducing power to reduce jet noise.

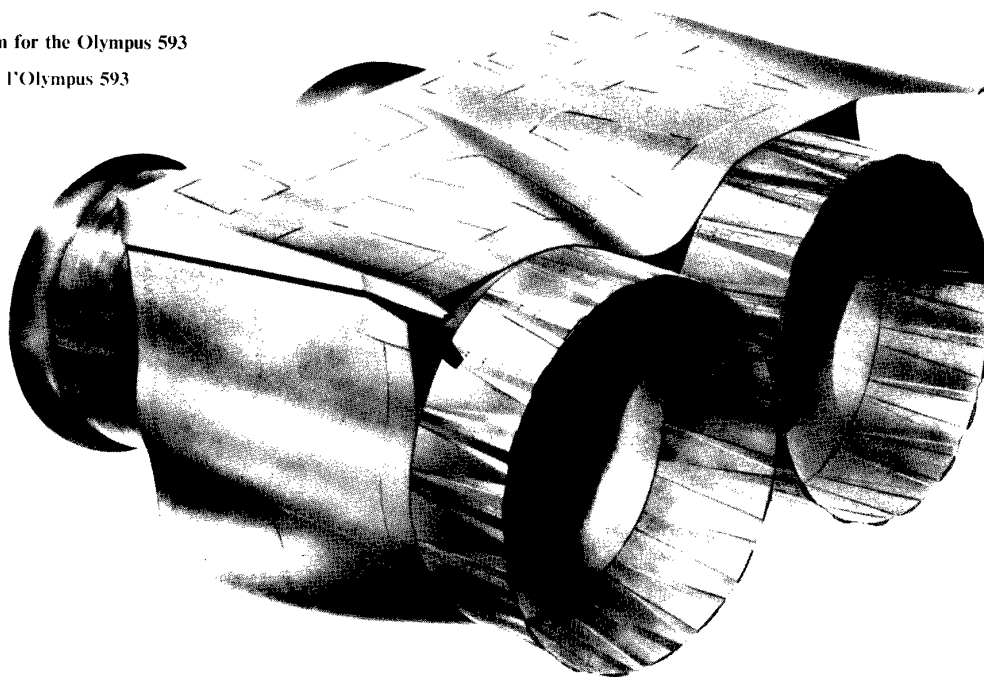
Silencieux

L'effet de silencieux du jet est effectué au moyen de lobes placés dans le flux primaire. Ces lobes s'effacent pour minimiser les pertes de poussée au cours du vol subsonique.

La possibilité de commander la section de tuyère primaire est utilisée sur avion au moment de la procédure de réduction de bruit qui suit le décollage. Au lieu de réduire le moteur de la manière classique par diminution du nombre de tours donnant ainsi une vitesse de gaz réduite et un niveau de bruit inférieur, on ouvre la tuyère primaire tandis que l'avion continue sa montée permettant ainsi la réduction de la vitesse d'éjection et par conséquent de bruit.

View of the exhaust system for the Olympus 593

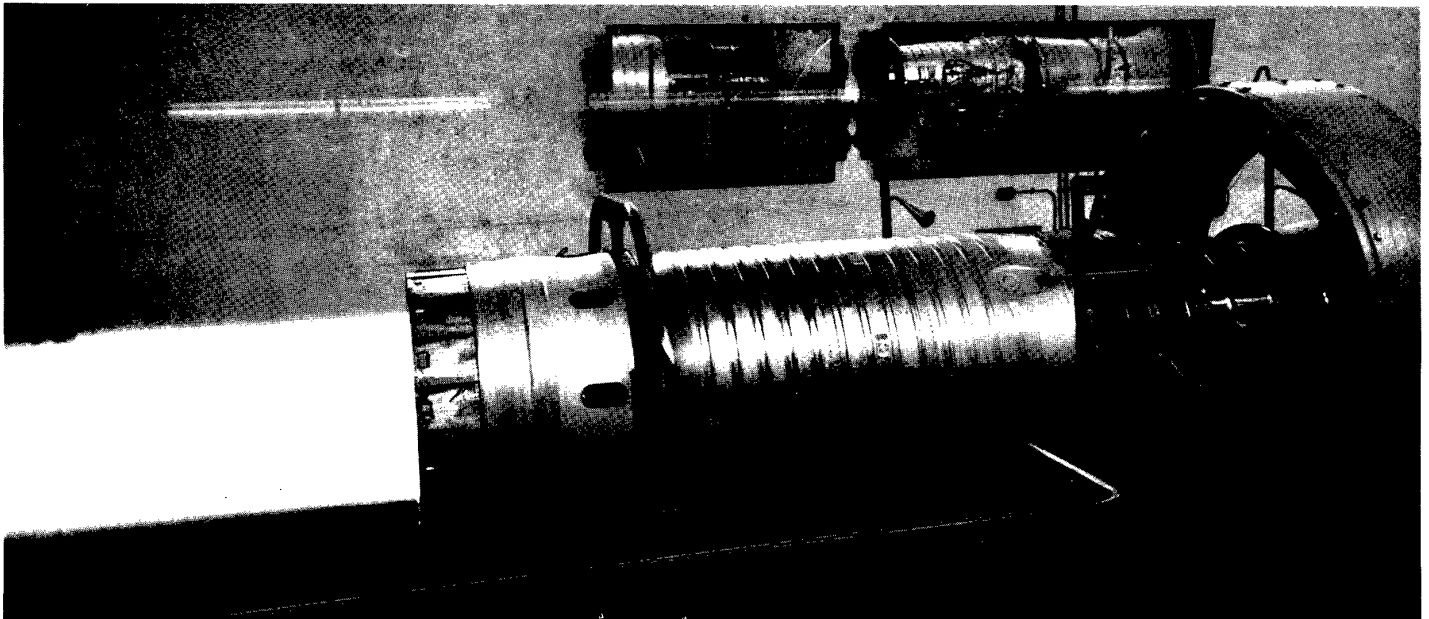
Vue de canal d'éjection de l'Olympus 593

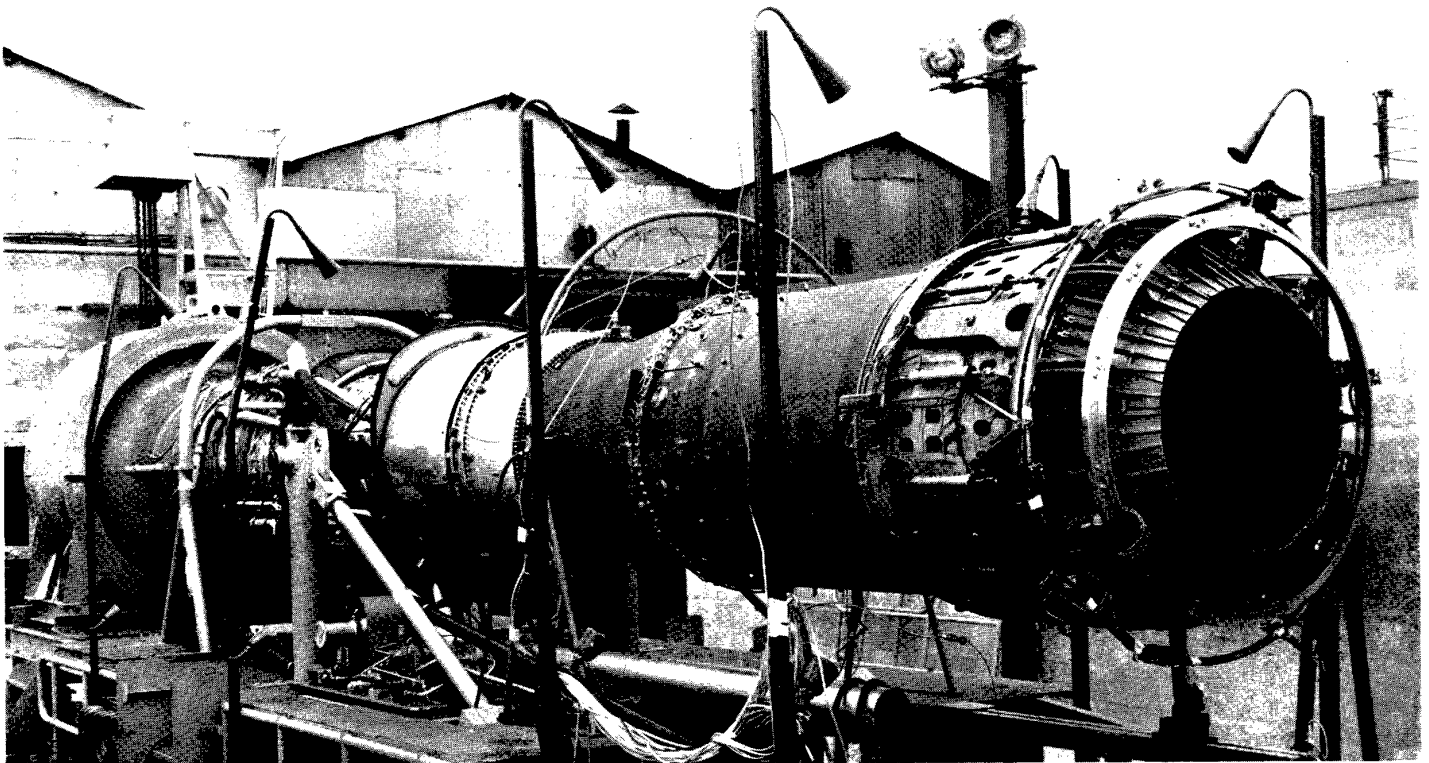


FD

A SNECMA Atar 9 running with reheat in operation

Turbo-réacteur Atar 9 en cours d'essai avec post-combustion en fonctionnement





Full-scale primary nozzle for the Olympus 593 on an Olympus 301 at Villaroche

Au banc à Villaroche, essais sur Olympus de la tuyère primaire vraie grandeur

Thrust Reverser

The exhaust system contains a thrust reverser to enable the Concorde to operate from runways in general use and of normal length. Reverse thrust is obtained by diverting the engine exhaust through cascades in the upper and lower surfaces of the exhaust assembly. The reverser deflectors are retractable to minimise tail pipe losses during cruise.

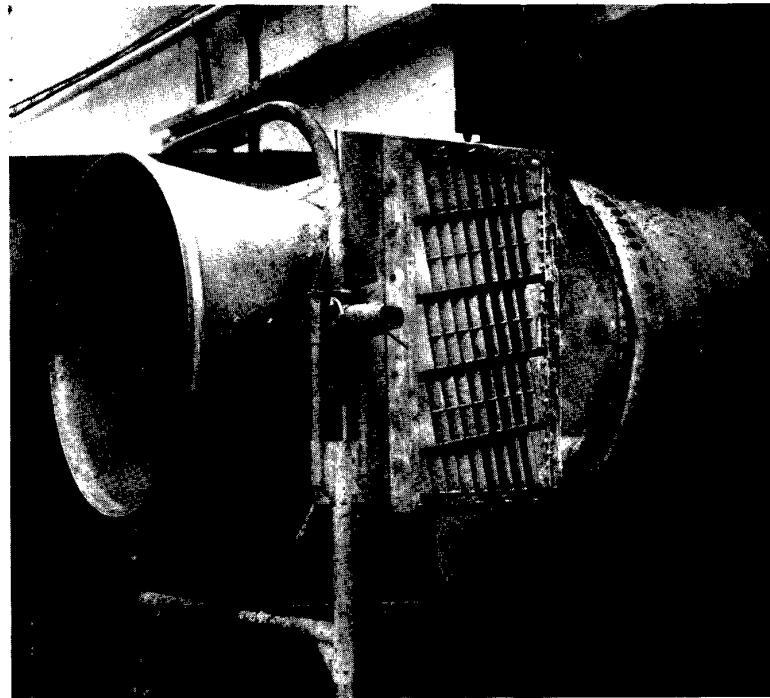
The reverse thrust obtainable is approximately 45 per cent of the engine's full dry thrust.

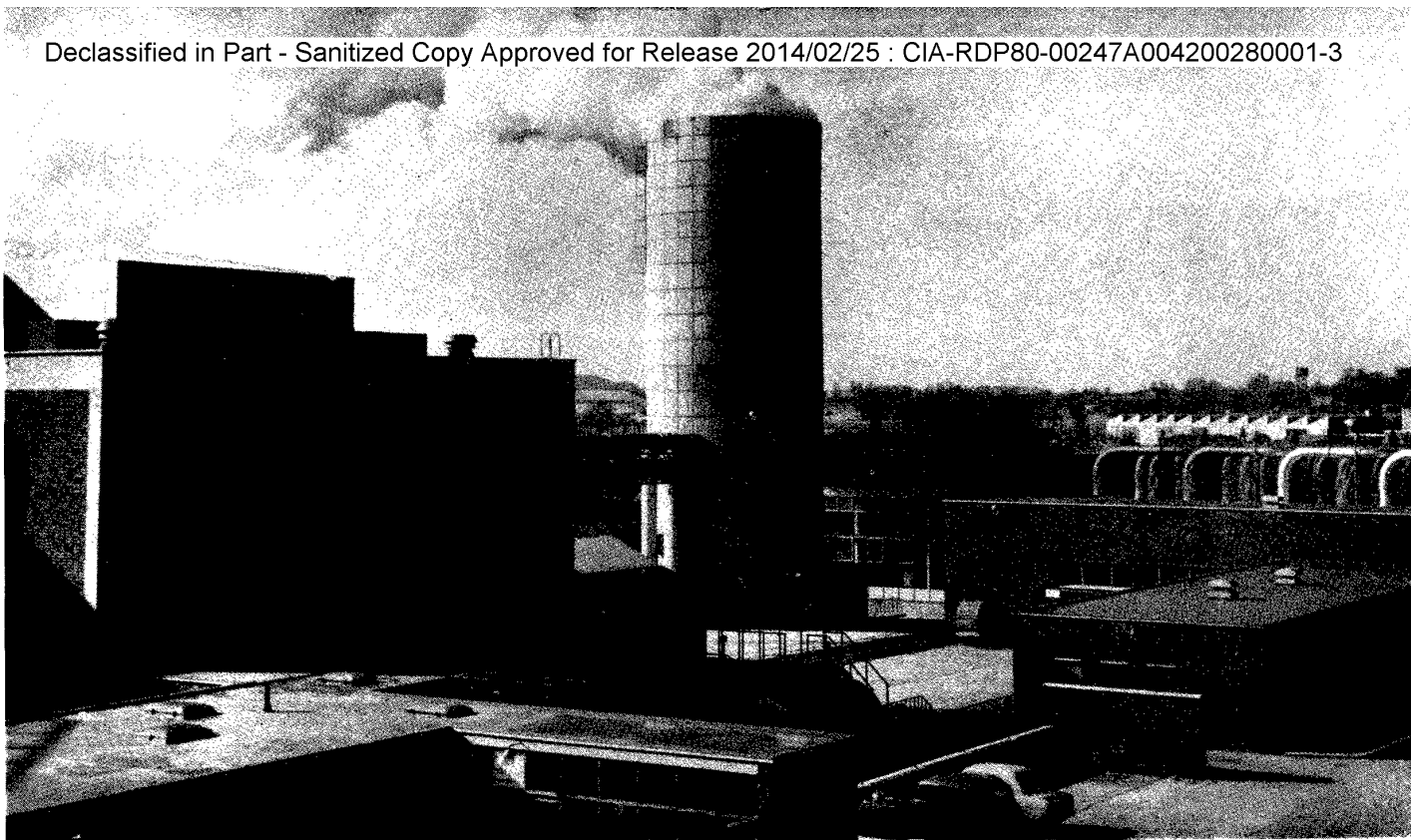
Inverseur de Poussée

Le canal d'éjection comprend un inverseur de poussée qui permettra au Concorde d'utiliser les pistes existantes. La contre-poussée est obtenue par déviation et inversion du flux primaire au travers des grilles situées à la partie inférieure et supérieure de l'extrémité arrière de la nacelle. Les obstacles de l'inverseur s'éclipsent en vol normal et n'entraînent aucune perte dans le canal d'éjection. La contre-poussée que l'on pourra obtenir sera de 45%, de la pleine poussée avant.

SNECMA has more than 10 years' experience on thrust reversers. The photograph shows a unit being tested

La SNECMA a plus de 10 années d'expérience sur les inverseurs de poussée. La photographie montre un inverseur en cours d'essai





The high-altitude test plant at Bristol

Banc d'essai haute altitude chez Bristol

TEST FACILITIES

INSTALLATIONS POUR ESSAIS

ADVANCED TEST FACILITIES for the Olympus 593 are available at Bristol Siddeley's factories at Bristol and at SNECMA's test centre at Villaroche. In addition, facilities for the full-scale testing of engines at simulated altitude conditions are available at the National Gas Turbine Establishment in the United Kingdom and at the Centre d'Essais des Propulseurs at Saclay in France. Testing at all these four centres will be closely coordinated and the facilities of each will be used to the best advantage.

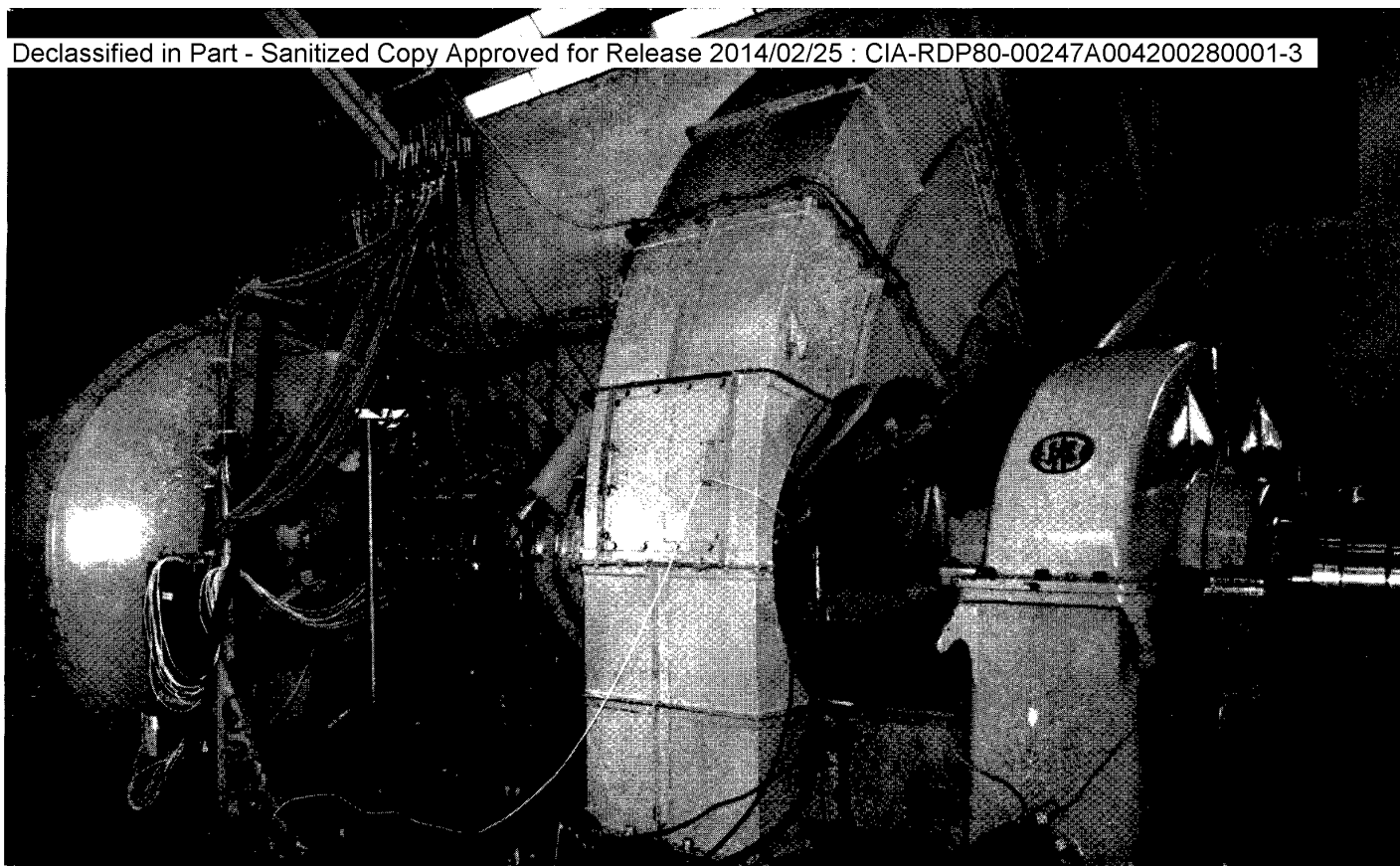
Bristol Siddeley has facilities with a capacity for testing turbojet engines up to 50,000 lb static thrust. These test beds are at present engaged in testing advanced Olympus engines, and are therefore readily adaptable for testing the Olympus 593.

An intake air heater has been developed for the testing of engines at simulated supersonic conditions. This heater is capable of passing large air mass flows at temperatures up to 180°C. Intake ram pressure during cruise at Mach 2.2 will be approximately the same as atmospheric pressure at sea level. The heater will thus be able to simulate air entry conditions normal to cruise flight at a speed of Mach 2.2 in the stratosphere, and it is planned to carry out a considerable proportion of the engine test bed running under these conditions.

LES INSTALLATIONS D'ESSAIS pour l'Olympus 593 existent tant à Bristol qu'au centre d'essais de la SNECMA à Villaroche. En outre, des installations pour essais en vraie grandeur, dans des conditions d'altitude simulées, sont disponibles au National Gas Turbine Establishment et au Centre d'Essais des Propulseurs à Saclay en France. Les essais dans ces quatre centres sont étroitement coordonnés et les moyens sont exploités au mieux du programme commun.

Bristol Siddeley dispose d'installations capables d'essayer des moteurs jusqu'à une poussée de 22.000 kg. Actuellement, des essais sur des moteurs Olympus avancés sont exécutés sur ses bacs qui peuvent donc être aisément adaptés pour le développement de l'Olympus 593.

Un réchauffeur d'air d'admission a été mis au point pour les essais des réacteurs Olympus dans des conditions de vol supersonique simulées. Ce réchauffeur peut assurer un grand débit d'air à des températures allant jusqu'à 180 C. La pression dynamique à l'entrée, en régime de croisière, à Mach = 2.2, sera sensiblement la même que la pression atmosphérique au niveau de la mer. Le réchauffeur sera donc capable de simuler les conditions d'admission d'air correspondant à une vitesse de croisière de Mach = 2.2 dans la stratosphère. La plupart des essais du moteur sont prévus dans de telles conditions.



SNECMA's full-scale compressor test rig

Banc d'essai d'un compresseur SNECMA grandeur réelle

At the National Gas Turbine Establishment a new test bed is being built for free-jet testing of a full-scale Olympus complete with the aircraft intake. Speeds up to and above Mach 2.2 will be readily available in this facility.

SNECMA has modified existing test beds and designed new beds for testing the exhaust assembly of the Olympus 593. These are suitable for testing engines with thrusts of up to 50,000 lb.

A test bed is already available for thrust reversal tests at high Mach numbers using an Atar 9 exhaust system. Since the beginning of 1964 a bed capable of testing the Mark 301 and 593 has been adapted for reheat and thrust reversal tests, and SNECMA is currently using a Mark 301 for carrying out tests on exhaust systems, reheat systems and thrust reversers which are geometrically similar to those which will be used on the Mark 593. A similar bed, which will also have pre-heating facilities, is in the course of construction.

In parallel with these installations, beds are also being used for testing the silencer and for carrying out mechanical tests at high temperature of jacks, articulated joints, etc. Also, in association with ONERA and the Centre d'Essais des Propulseurs, SNECMA is carrying out wind tunnel tests on the configuration and performance of the nozzles.

In addition, the Centre d'Essais des Propulseurs is modifying an altitude facility for testing a complete Olympus engine at the appropriate exhaust pressures, temperatures and Mach numbers. A further bed will be completed in 1965. Tests of the reheat systems and nozzles will be carried out on derivation engines, and a complete scaled-down nacelle will enable intake conditions to be examined in order to obtain the best arrangement of the air intake.

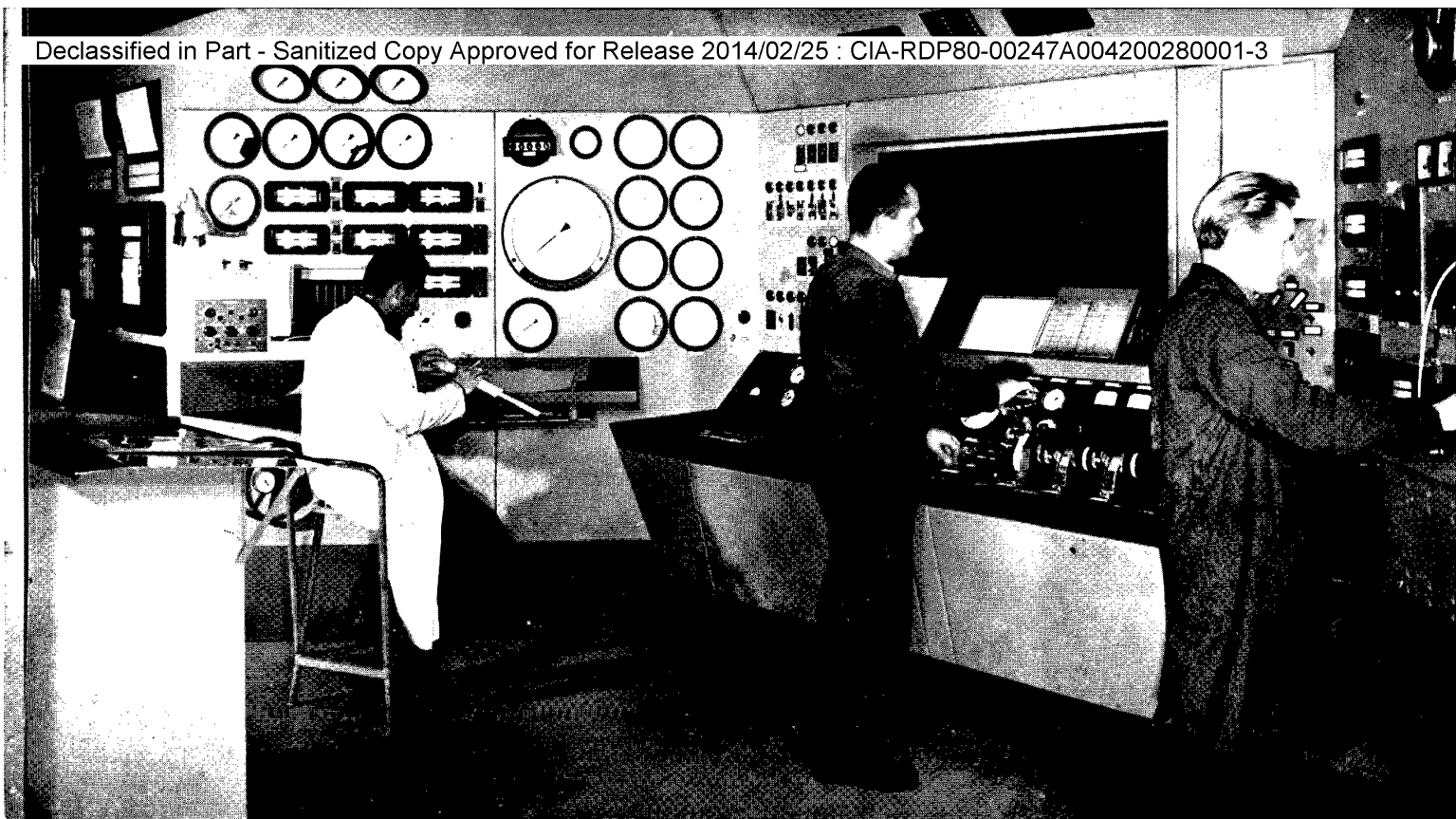
Au National Gas Turbine Establishment un nouveau banc avec écoulement externe est en cours de construction. Il sera capable d'un Olympus vraie grandeur avec son entrée d'air, pour des vitesses simulées allant jusqu'à Mach = 2.2.

De son côté, la SNECMA a modifié des bancs existants et a conçu de nouveaux bancs pour essayer le canal d'éjection de l'Olympus 593. Ces bancs peuvent recevoir des réacteurs ayant des poussées de l'ordre de 22.000 kg.

Dès à présent, une installation permet de réaliser des essais de post-combustion à grand Mach aux brûleurs, à l'aide de canaux Atar 9. Depuis début 1964, un banc capable de l'Olympus 301 et 593, est adapté à des essais de PC et d'inverseur de poussée. Actuellement, la SNECMA réalise avec un Olympus 301 des essais de canaux, de PC et d'inverseurs géométriquement homothétiques à ceux qui équiperont l'Olympus 593. Un autre banc aux caractéristiques analogues, ayant en plus des possibilités de préchauffe, est en cours de réalisation.

Parallèlement, des installations d'essais partiels permettent des essais de silencieux et des essais mécaniques à chaud (vérins, articulations, etc...). La SNECMA procède d'autre part, en accord avec l'ONERA et le CEP, à des essais en soufflerie sur les configurations et rendement des tuyères.

En plus, le Centre d'Essais des Propulseurs modifie un de ses bancs d'altitude, pour pouvoir essayer un propulseur Olympus complet. Ce banc rétablira les conditions existant en croisière, c'est-à-dire pression, température et nombre de Mach. Un autre banc doit être terminé en 1965. Des essais de PC et canaux d'éjection seront conduits sur des moteurs de dérivation. Une nacelle complète à échelle réduite, avec ses deux moteurs, permettra de déterminer les conditions d'alimentation et la meilleure adaptation des entrées d'air.



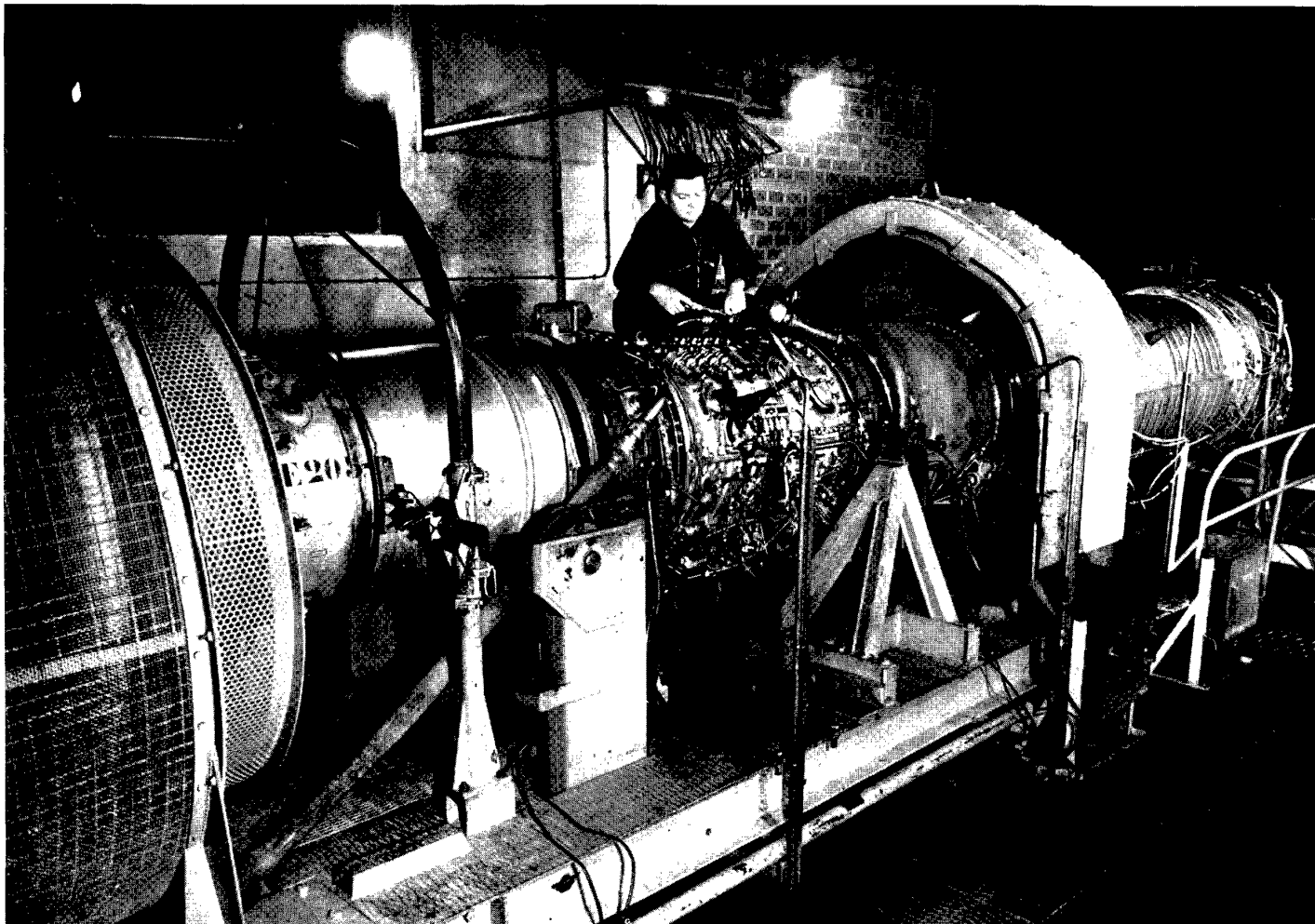
Part of a control room at SNECMA's test centre at Villaroche

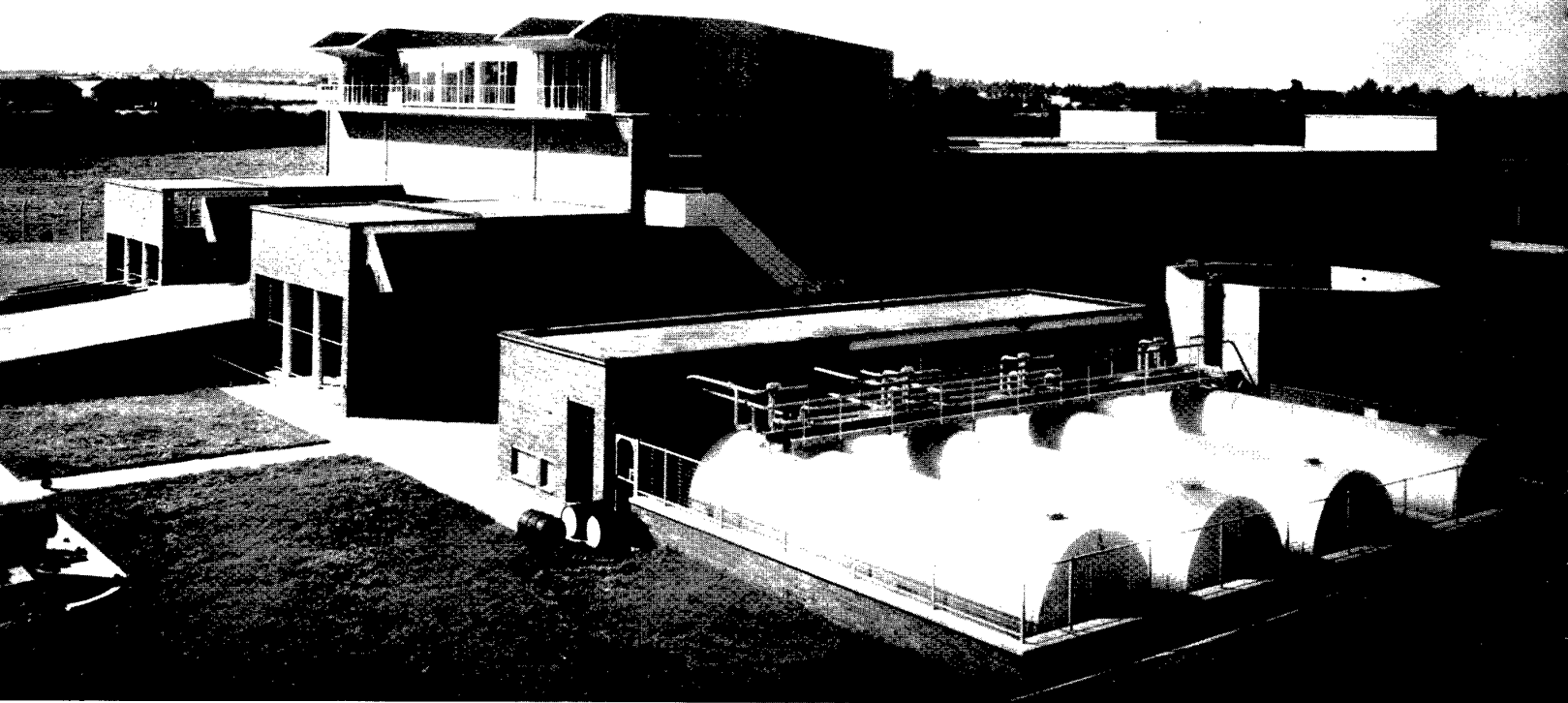
Vue partielle d'une cabine de contrôle d'un banc d'essai SNECMA au Centre de Villaroche

A SNECMA Atar 9 being prepared for test

Atar 9 SNECMA en course de préparation pour essai

STAT





Bristol Siddeley's Olympus test beds at Bristol

Banc d'essai de l'Olympus Bristol Siddeley à Bristol

The Olympus 593 is backed by the combined manpower of Bristol Siddeley and SNECMA, which totals
L'Olympus 593 bénéficiera des moyens communs Bristol Siddeley/SNECMA dont l'effectif est de

44,000

Aerial view of the SNECMA test facilities at Villaroche



Vue aérienne du centre d'essais SNECMA à Villaroche

STAT



